МАССОВАЯ РАДИО БИБЛИОТЕКА

Е. К. СОНИН

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

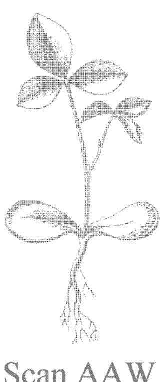


МАССОВАЯ РАДИОБИБЛИОТЕКА

Выпуск 807

Е. К. СОНИН

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ



«ЭНЕРГИЯ» ▪ МОСКВА ▪ 1972 ▪



6Ф2.1
С 62
УДК 621.396.946

Сонин Е. К.

С 62 Радиоэлектронное оборудование космических аппаратов. М., «Энергия», 1972.

96 с. с ил. (Массовая радиобиблиотека. Вып. 807).

Рассмотрены области применения радиоэлектронных средств на спутниках, космических кораблях и автоматических космических станциях. Книга написана по материалам открытой зарубежной печати и предназначена для квалифицированных радиолюбителей.

3-4-5 / 363-72

6Ф2.1

ВВЕДЕНИЕ

Достижения радиоэлектроники и ракетной техники позволили осуществить 4 октября 1957 г. успешный запуск первого искусственного спутника Земли. Этим было положено начало освоению и практическому использованию космоса. Сотни космических аппаратов различных классов и назначения были выведены на орбиты вокруг Земли, Луны, Солнца. Основной их задачей была отработка принципов и элементов космической техники, а также исследование свойств космического пространства.

Начало второго космического десятилетия ознаменовалось скачком в программе освоения космоса. Началось планомерное практическое использование возможностей, которые открыл перед человеком космос. Вступили в опытную эксплуатацию космические системы связи и навигации. Регулярно действует глобальная метеорологическая система, включающая сеть метеорологических спутников. На очереди создание обитаемых орбитальных станций. Вместе с тем с помощью космических аппаратов продолжается интенсивное изучение свойств космического пространства и планет солнечной системы. Человек вышел на поверхность Луны. Созданный руками людей автомат доставил с Луны на Землю образцы лунных пород. Передвижная лаборатория с телеуправлением в течение нескольких месяцев осуществляла планомерное исследование поверхности Луны. С помощью космических автоматов проведено глубокое зондирование атмосферы Венеры и условий на ее поверхности, получены подробнейшие телевизионные изображения поверхности Марса.

На всех этапах запуска космических аппаратов (КА) работа радиоэлектронной аппаратуры имеет огромное значение. Наблюдение за космическими аппаратами, их обнаружение и сопровождение осуществляются мощными радиолокационными станциями и радиотелескопами. Обработка результатов наблюдений, вычисление элементов траектории КА, прогнозирование их координат и времени появления в зоне видимости наземных наблюдательных станций, определение необходимых параметров работы двигательных установок КА для их ориентации, стабилизации положения или изменения траектории — все эти операции производятся электронными вычислительными комплексами.

Сами КА являются носителями большого количества разнообразной радиоэлектронной аппаратуры. Средствами радиоэлектроники производятся многочисленные эксперименты в космосе, результаты которых передаются на Землю Автоматические межпланетные станции позволяют обнаруживать новые явления, с которыми встретятся исследователи межпланетного пространства и планет солнечной системы. Именно поэтому цель запуска многих

спутников и космических кораблей заключается в выведении в космическое пространство электронной аппаратуры, предназначенной для изучения свойств космического пространства и планет, для наблюдения и контроля условий работы элементов конструкций и различных узлов космических аппаратов в полете. Средствами радиоэлектроники создаются условия для нормальной жизнедеятельности космонавтов, осуществляются наблюдение за ними и их связь с Землей. Радиоэлектронные средства обеспечивают нормальное функционирование космических аппаратов на орбите, должную их ориентацию, стабилизацию положения КА в пространстве, решают задачи навигации. Каждый космический аппарат оснащен телеметрической аппаратурой, предназначенной для сбора, преобразования и передачи на Землю научных данных и сведений о работе узлов КА. Линия связи используется также для передачи с наземных станций управления на борт спутника команд на включение и выключение различных систем, изменение режима работы аппаратуры, управление полетом и т. д.

Состав и особенности работ радиоэлектронных средств космических аппаратов определяются в первую очередь их основным назначением.

К настоящему времени определились основные категории КА, отражающие направления развития космических программ. Это в первую очередь космические аппараты, предназначенные для решения задач в интересах народного хозяйства: метеорологические, навигационные, связные и диспетчерские, геологические и т. п.; космические аппараты для исследования околоземного и околосолнечного пространства, планет солнечной системы и других исследований; пилотируемые космические корабли, предназначенные для исследования проблем межпланетных перелетов и отработки обитаемых орбитальных станций, и др.

Цель настоящей книги заключается в ознакомлении радиолюбителей, интересующихся достижениями радиоэлектроники, с тем, как используются разнообразные радиоэлектронные средства на космических аппаратах.

При этом приводятся лишь те особенности соответствующей аппаратуры и конкретные ее характеристики, которые позволяют создать представление о влиянии на аппаратуру специфических условий ее работы на космических аппаратах.

Например, показано несколько способов получения телевизионного изображения на космических аппаратах за счет использования известных принципов, но которые, однако, редко применяются на Земле из-за отсутствия здесь соответствующих условий. Чрезвычайно медленная смена изображений, которые наблюдаются телевизионной камерой КА, приводит к возможности полного пересмотра представлений о полосе пропускания тракта сигнала изображения, о длительности кадра, о разрешающей способности системы. Эти вопросы определяют облик телевизионных систем КА в такой же мере, как и ограничения, вследствие малой энерговооруженности КА, огромных протяженностей линий связи и др. С особенностями применения космического телевидения связаны и особенности конструкции телевизионнных установок. Такие вопросы, касающиеся особенностей известных направлений при их использовании в КА, и изложены в брошюре.

В то же время с рядом вопросов, связанных с применением радиоэлектронных методов и средств для обеспечения работы КА,

радиолюбителям не приходится сталкиваться. Это, например, вопросы о том, как, какими средствами осуществляются многочисленные эксперименты в условиях практически полной автономии космических аппаратов, как осуществляется управление полетом КА, как используются КА для нужд народного хозяйства.

Поэтому в брошюре большое внимание уделено, например, разнообразным датчикам, в которых путем использования радиоэлектронных методов осуществляется преобразование неэлектрических величин, явлений и процессов в электрические сигналы. Подробно рассматриваются принцип работы, устройство и характеристики датчиков, методы проведения исследований с их помощью, результаты их работы на борту КА.

Приводятся также материалы о радиотехнических комплексах на борту КА различного назначения и особенностях их использования.

Брошюра предназначена для подготовленных радиолюбителей. Она написана по материалам, опубликованным в открытой зарубежной периодической печати.

Глава первая

ОРИЕНТАЦИЯ, НАВИГАЦИЯ, СВЯЗЬ

СОСТАВ СЛУЖЕБНОЙ АППАРАТУРЫ

Запуск и полет космических аппаратов и их функционирование обеспечиваются комплексом бортовых радиоэлектронных средств служебного назначения, в который входят средства ориентации и стабилизации положения КА в пространстве, средства навигации при межпланетных перелетах и выполнении маневров на орбите, радиолокационные и лазерные средства наведения для решения задач сближения и стыковки КА и осуществления посадки космических аппаратов на поверхность планет, командно-телеметрические системы, линии радиосвязи и пр.

Основная особенность условий, в которых работают КА, а также космонавты, пилотирующие космические корабли, заключается в отсутствии силы тяжести и в быстрой смене ориентиров при полете на орбите. Ориентация КА в пространстве и поддержание их в ориентированном состоянии, т. е. стабилизация их положения, осуществляются по сигналам многочисленных датчиков направления, использующих самые различные принципы определения направления. Сигналы датчиков направления преобразуются бортовыми вычислительными устройствами в управляющие сигналы, задающие режимы работы исполнительным устройствам системы ориентации и стабилизации. Диапазон сложности применяемых в космических целях бортовых вычислительных устройств огромен: от простейших аналоговых специализированных машин, решающих частные задачи, до универсальных цифровых вычислительных машин, решающих весь комплекс задач управления космическим аппаратом на всех этапах его полета.

Кроме информации о положении КА, бортовые вычислительные устройства обычно обрабатывают также обширную информацию навигационного назначения о дальности, скорости, направлении перемещения и маневра КА, которая поступает от измерительных, радиолокационных и других средств, а также командную информацию от наземных станций слежения.

На основе всей этой информации вырабатываются соответствующие сигналы управления на двигатели КА и осуществляется коррекция программ работы КА. Бортовым вычислительным устройством осуществляется также предварительная обработка информации для системы телеконтроля за работой устройств и агрегатов КА. Таким образом, бортовое вычислительное устройство является основным связующим звеном в комплексе радиоэлектронных средств, обеспечивающих полет КА.

Ниже описаны основные элементы и системы бортового радиоэлектронного оборудования, решающие задачи управления и обеспечения полета КА.

ДАТЧИКИ НАПРАВЛЕНИЯ

Решение задач ориентации и навигации космических аппаратов всех классов основывается на применении элементов, позволяющих тем или иным способом контролировать ориентацию КА в пространстве — так называемых датчиков направления. Чаще всего это элементы, чувствительные к направлению на источник излучения энергии в некотором участке спектра. Однако используются и элементы, чувствительные к направлению силовых линий магнитного поля, к направлению потока ионизированных частиц и др. Выбор принципа определения направления и типа датчика определяются общим назначением КА и конкретными условиями работы системы ориентации, в которой используется датчик. Так, для ориентации орбитальных КА относительно планеты, вокруг которой расположена орбита, обычно используют инфракрасные (ИК) датчики горизонта, работающие по принципу температурного контраста между планетой и космическим пространством. Система таких датчиков (их число на КА может быть самым различным) обеспечивает получение бортовым вычислительным устройством информации, достаточной для точного определения направления на центр диска планеты (местной вертикали). Для ориентации панелей с солнечными элементами на Солнце используются датчики, чувствительные к его излучению — датчики Солнца. Для привязки направления осей АМС в космическом пространстве с целью определения параметров траектории и проведения маневров используются астродатчики, датчики Солнца и другие датчики направления. Некоторые из них рассмотрены ниже

Датчики горизонта. Принцип работы датчиков горизонта основан на границе температур космического пространства (примерно 4 °К, что соответствует — 269 °С) и диска планеты (около 260 °К для Земли), являющейся источником излучения инфракрасной энергии. При этом скачок температуры отмечается, когда ось датчика пересекает линию горизонта.

В качестве чувствительного к ИК излучению элемента часто применяют терморезисторы. Для того чтобы с большей точностью определить момент, когда датчик пересекает линию горизонта, в его состав обычно входит оптическая система, ограничивающая угол зрения датчика, и механическое, оптическое или электрическое сканирующее устройство для осуществления поиска линии горизонта (сканирования). Выбор типа сканирующего устройства определяется в первую очередь способом стабилизации спутника в пространстве и методами последующего использования информации о горизонте. При стабилизации спутника вращением сканирующее устройство вообще может отсутствовать.

Рассмотрим простейший импульсный датчик горизонта, устанавливаемый на спутниках, ось вращения которых перпендикулярна плоскости орбиты [Л. 23]. Здесь сканирование пространства осуществляется за счет вращения спутника, как показано на рис. 1,*а*.

Датчик состоит из германиевого терморезистора, оптического фильтра и линзы, обеспечивающей угол зрения 1,3°. Масса датчика вместе с транзисторным усилителем составляет 226 *г*. Его назначение заключается в выработке в момент пересечения осью опти-

ческой системы линии горизонта сигналов, позволяющих определить угол между направлением на линию горизонта и местной вертикалью. Датчик реагирует на перепад температур между Землей и космосом.

Датчик горизонта устанавливается на спутнике так, что его оптическая ось перпендикулярна оси вращения спутника. При вращении спутника вырабатывается положительный импульс напряжения в течение времени, когда объектив направлен на Землю. В усилителе этот импульс дифференцируется и на выходе усилителя получается короткий положительный всплеск в момент пересечения полем зрения оптической системы линии горизонта в направлении «космос — Земля» (дифференцированный передний фронт) и отрицательный всплеск при пересечении горизонта в направлении «Земля — космос». Положение оси вращения спутника относительно местной вертикали может быть вычислено, если известно время между двумя пересечениями линии горизонта и период вращения спутника или его высота.

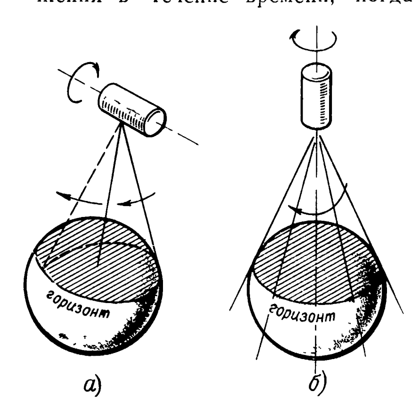


Рис. 1. Схемы сканирования датчиков горизонта.

а — для спутников с наклонной орбитой; *б* — для стационарных спутников.

На рис. 2 приведена телеметрическая запись сигнала такого датчика [Л. 32]. Пересечения линии горизонта отмечены здесь положительными и отрицательными импульсами для каждого оборота спутника.

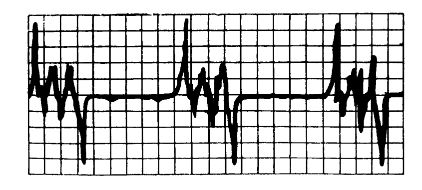


Рис. 2. Телеметрическая запись сигналов датчика горизонта.

Для устранения ошибок из-за таких помех, как холодные облака циклонного происхождения на больших высотах (при пересечении которых датчик также отмечает изменение температуры), перед объективом установлен фильтр, исключающий участок спектра, характерный для таких облаков.

В наиболее совершенных датчиках, применяемых, например, для стабилизации остронаправленных антенн связных спутников, расположенных на стационарной орбите, используется тот же принцип. Однако в этом случае применяются сложные сканирующие устройства с вибрационным или магнитострикционным механизмом сканирования (качания) зеркала, направляющего излучение на ИК элемент в вертикальной плоскости для поиска горизонта и с круговым вращением этого качающегося зеркала в горизонтальной плоскости для непрерывного отслеживания горизонта. Так как осуществляется непрерывное отслеживание линии горизонта в преде-

лах 360°, то направление на горизонт определяется по результатам большого количества измерений, что исключает случайные ошибки, возникающие при однократных измерениях за счет неровности линии горизонта, изменений температуры горизонта и других факторов.

Для ориентации КА, находящихся на значительном удалении от планеты, применяются датчики направления, в которых используется полученное оптическим путем полное изображение диска планеты. Такие датчики, например, позволяли получить управляющие сигналы для ориентации на Землю остронаправленных антенн АМС, находящихся на поверхности Луны, а также АМС, посланных в сторону Венеры и Марса. Изображение диска планеты проектируется на два или четыре сектора, в каждом из которых помещен свой чувствительный элемент, и с помощью коммутатора производится сравнение количеств ИК энергии, принимаемых каждым из элементов. Разностный сигнал, получаемый в результате сравнения, используется для целей ориентации. Помимо ориентации сигналы таких датчиков могут быть использованы и для решения других задач, например для навигации или стабилизации КА.

Например, такой датчик был использован в системе стабилизации скорости вращения АМС, запущенной в сторону Луны. Датчик расположен в той части КА, которая при полете обращена к Земле. Он состоит из системы линз и двух фотоэлементов, сигналы которых подаются на логическую схему.

После отделения КА от ракеты-ускорителя с оптической системы сбрасывают предохранительные крышки, и в ее поле зрения попадает диск Земли. КА закручивается вокруг продольной оси и поэтому изображение Земли попадает попеременно то на один, то на другой фотоэлемент. Возникающие в них импульсы тока используются для переключения триггера, выходной сигнал которого в виде последовательности прямоугольных импульсов, следующих с частотой, соответствующей скорости вращения КА вокруг своей оси, подается на генератор поднесущей телеметрической системы. Одновременно этот сигнал поступает в решающую схему, где его частота повторения сравнивается с эталонной частотой, соответствующей заданной скорости вращения КА (5 *гц*). Если частота повторения импульсов с триггера отличается от эталонной, вырабатывается управляющий сигнал на коррекцию скорости вращения КА [Л. 32].

Датчики направления с оптическим изображением диска планеты эффективны на расстояниях в миллионы километров.

Датчики астроориентации. Для ориентации КА в пространстве широко используются датчики астроориентации, позволяющие зафиксировать направление на выбранную звезду [Л. 23]. При использовании астроориентации обеспечивается очень высокая точность, что особенно существенно для АМС, находящихся в автономном полете длительное время, иногда многие месяцы. В качестве чувствительных элементов в датчиках астроориентации обычно применяются фотоумножители, видиконы и другие электронные приборы, изображение на которых формируется с помощью длиннофокусной оптической системы. Сигнал ошибки для системы ориентации вырабатывается при отклонении изображения выбранной в качестве ориентира опорной звезды от центра поля зрения. Системой ориентации осуществляется коррекция траектории КА в пространстве до тех пор, пока сигнал ошибки не станет нуле-

вым. Процесс первоначальной ориентации КА на звезду происходит по командам с Земли или от программно-командного прибора в следующей последовательности: КА ориентируется системой солнечной ориентации на Солнце и затем вращается вокруг направления на Солнце до тех пор, пока в поле зрения датчика ориентации не попадет выбранная заранее звезда, например Канопус. В качестве опорной обычно выбирают такую звезду, которую легко опознать по яркости, спектру или которая находится на участке неба, свободном от других подобных звезд. После захвата системой ориентации опорной звезды положение всех трех осей КА в пространстве может быть определено с точностью до 0,005 углового градуса.

Для опознавания опорной звезды при ориентации используется информация о яркости звезды и спектральном составе ее излучения. Для опознавания звезды картина участка звездного неба, наблюдаемая в поле зрения датчика астроориентации, сравнивается бортовым вычислительным устройством с заложенной в его память картой звездного неба.

Разработаны также датчики астроориентации, основанные на использовании цифровых вычислительных устройств с большим объемом памяти. Чувствительным элементом является фотоумножитель с вращающейся маской, в которой прорезаны радиальные щели. Свет звезды, прошедший через щель и объектив, регистрируется фотоумножителем. Таким образом, наблюдаемый участок звездного неба с характерным для него расположением и количеством звезд преобразуется после щелей в поток импульсов (каждой звезде соответствует импульс), имеющий определенный и неповторимый закон распределения. В память вычислительного устройства перед стартом заложены выраженные в двоичном коде характеристики импульсного потока, соответствующего картине звездного неба при правильной ориентации. Для определения необходимой ориентации КА поток импульсов от фотоумножителя сравнивается с заложенной в память информацией. Путем вращения КА осуществляется поиск картины звездного неба, при которой достигается наибольшая идентичность импульсных потоков.

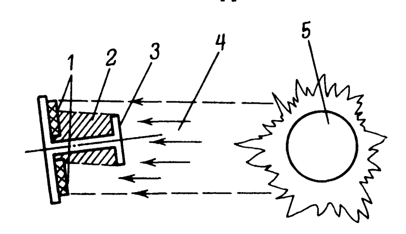


Рис. 3. Принцип работы дифференциального датчика Солнца.

1 — светочувствительные пластины: *2* — область тени; *3* — экран; *4* — поток солнечных лучей; *5*—Солнце.

Датчики Солнца. В связи с относительно большими угловыми размерами Солнца датчики направления на Солнце обычно состоят из двух чувствительных элементов, электрически соединенных в мостовую схему. Конструкция датчика Солнца, как это видно из рис. 3, обеспечивает получение разностного сигнала вследствие различных световых потоков для пары чувствительных элементов. Одновременно в систему солнечной ориентации обычно входит датчик с круговым полем зрения, вырабатывающий информацию о направлении на Солнце с небольшой точностью, достаточной, однако, для ориентации на него поля зрения более точных датчиков [Л. 23].

В качестве примера комплексного использования датчиков направления в системе ориентации и стабилизации положения КА ниже описан процесс ориентации экспериментального метеорологического спутника, предназначенного для непрерывного наблюдения облачного покрова Земли с помощью телевизионных камер и инфракрасного радиометра [Л. 32]. Средства наблюдения, которыми оборудован спутник, имеют очень высокую разрешающую способность. Этим определяются жесткие требования к системе ориентации и стабилизации. Спутник должен быть стабилизирован с точностью ±0,1° по тангажу и ±0,5° по крену и курсу. В системе ориентации использованы два ИК датчика горизонта, датчики Солнца и гироскопические датчики курса. Исполнительными органами являются три инерциальных диска, по одному на каждую ось, приводимые во вращение миниатюрными электродвигателями. Независимо от ориентации конструкции спутника, которой обеспечивается направленность телевизионных камер и ИК радиометра на Землю, осуществляется ориентация панелей солнечных элементов на Солнце. Система ориентации солнечных панелей управляется сигналами датчиков Солнца, расположенных на одном валу с панелями. В результате работы системы ориентации основание спутника с установленными на нем телевизионными средствами при перемещении спутника по орбите всегда направлено к Земле, т. е. спутник за каждый оборот на орбите совершает разворот на 360° вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты, в то время как панели с солнечными элементами все время разворачиваются на Солнце. Оборудование системы ориентации спутника показано на рис. 4 [Л. 25].

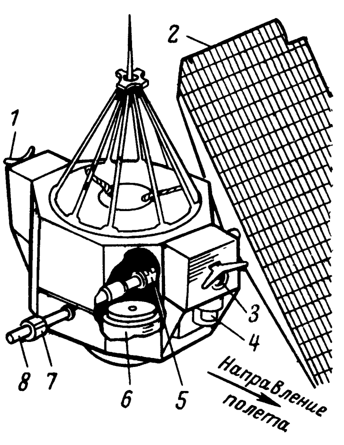


Рис. 4. Оборудование системы ориентации метеорологического спутника.

1 — солнечная бленда ИК датчика; *2* — панель с солнечными элементами; *3* — ИК датчик горизонта; *4* — датчик Солнца; *5* — контактные кольца вала солнечных панелей; *6* — инерциальный диск; *7* — солнечный датчик системы ориентации панелей; *8* — вал солнечных панелей.

Система ориентации начинает действовать через 2 *сек* после отделения спутника от ракеты-носителя. Прежде всего открывается сопло тангажа и в течение 20 *сек* выпускается струя холодного азота. Спутник начинает разворачиваться. Сигналы с ИК датчиков горизонта, расположенных по оси полета и развернутых относительно друг друга на 180°, поступают через усилитель на вычислительное устройство, которое сравнивает их и выдает команду на работу одного из сопл коррекции крена. Одновременно для коррекции тангажа на вычислительное устройство поступает сигнал от ИК датчика горизонта, направленного вперед, регулирующий работу сопл тангажа. В результате спутник принимает заданное положение по осям тангажа и крена с погрешностью до 3° и вращается со скоростью, не превышающей 0,5 *об/сек*. После этого газовая система ориентации отключается.

Для приведения спутника в заданное положение по всем трем осям с погрешностью не более 0,5° сигналы ИК датчиков горизонта с вычислительного устройства поступают на соответствующие приводы инерциальных дисков, которые раскручиваются до некоторой скорости, пропорциональной входному напряжению. Возникающий при этом вращающий момент приложен к конструкции спутника и вызывает его вращение. По мере разворачивания спутника сигнал ошибки уменьшается. Так как масса спутника значительно превышает массу инерциального диска, то скорость разворота спутника очень маленькая, что обеспечивает высокую точность отработки рассогласования. После компенсации сигнала ошибки спутник стабилизируется в откорректированном состоянии. Успокоение инерциального диска производится газовой струей сопла, включаемого пороговым детектором в цепи запуска инерциального диска.

Через 180 *сек* после отделения спутника вступает в действие грубый датчик Солнца, состоящий из расположенных по периметру спутника восьми солнечных элементов. Он фиксирует положение спутника относительно Солнца, и по его сигналам курсовой угол спутника приводится к заданному значению с погрешностью не более 3°. В течение последующих 180 *сек* инерциальный диск устройства точного контроля курса приводит спутник к курсовому углу с точностью не хуже 1°. Через 6 *мин* после отделения ускорителя спутник оказывается ориентированным. Чувствительный солнечный датчик используется для проверки дрейфа гироскопов оси курса. Он устроен так, что освещается Солнцем только тогда, когда луч падает под прямым углом к местной вертикали. Выходное напряжение с этого датчика через систему телеконтроля посылается на Землю, где оно сравнивается с сигналом калиброванного гироскопического устройства, и в случае расхождения на борт спутника посылается сигнал на коррекцию.

Панели, на которых смонтированы солнечные элементы, развертываются через 2 *сек* после отделения ускорителя. Панели ориентируются относительно Солнца с погрешностью до 10° [Л. 25].

УПРАВЛЕНИЕ ПОЛЕТОМ

Все задачи управления полетом КА решаются системой управления. В число этих задач входят как ориентация и стабилизация положения КА в пространстве, так и наведение и навигация КА при его перемещении в космическом пространстве, выходе на околопланетные орбиты, при маневрировании КА с целью сближения с другим аппаратом или при посадке на поверхность планет.

Таким образом, при управлении полетом КА решаются два основных типа задач: ориентация и стабилизация КА и отдельных его агрегатов, осуществляемые для всех без исключения КА, и наведение и навигация, необходимость в которых имеет место лишь для КА маневрирующего типа, АМС и пилотируемых КК [Л. 12]. На рис. 5 приведена блок-схема системы управления пилотируемого КК, решающей оба упомянутых типа задач управления, как наиболее общий пример такой системы. Принцип работы системы управления заключается в сравнении опорных сигналов, характеризующих необходимые параметры полета и положение КА в пространстве, с сигналами, характеризующими фактические параметры полета, и использовании выделенного при сравнении сигнала ошибки для проведения коррекции тех параметров полета,

которые не соответствуют опорным. Исполнительными органами являются специальные корректирующие двигатели и маршевый двигатель, который для проведения коррекций может обычно отклоняться в шарнирной подвеске.

Сигналы, характеризующие фактические параметры полета, получаются от системы датчиков. Для ориентации используются датчики направления, некоторые примеры которых приведены в предыдущем параграфе Стабилизация осуществляется также по

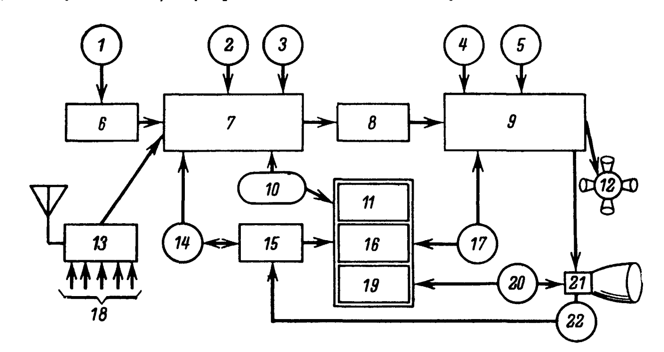


Рис. 5. Блок-схема системы управления КК.

1 — сканирующий телескоп, *2* — датчик направления; *3* — датчик опорного светила, *4* — датчик вращения; *5* — датчик линейных перемещений; *6* — согласующее устройство А—К; *7* — бортовое цифровое вычислительное устройство; *8* — согласующее устройство К—А, *9* — командное устройство; *10* — инерциальный измерительный блок, *11* — пульт ввода данных и получения информации от БЦВУ; *12* — вспомогательные двигатели ориентации *13* — командно-телеметрическая система; *14* — блоки гироскопов и акселерометров системы ориентации; *15* — преобразователь данных, *16* — индикатор положения КК; *17* — блок скоростных гироскопов; *18* — ввод данных в систему телеконтроля; *19* — индикатор приращения скорости, *20* — датчик продольных ускорений, *21* — маршевый двигатель; *22* — датчик отклонения маршевого двигателя.

сигналам датчиков направления, а при их отсутствии или невозможности использования — по сигналам гироскопических датчиков, фиксирующих положение осей в пространстве. При решении задач навигации и наведения используются датчики линейных перемещений, вращения, ускорений. Чаще всего они основаны на гироскопическом эффекте.

Опорные параметры полета КА обычно закладываются в кодированном виде в постоянную память бортового вычислительного устройства или программно-временного устройства, вводятся на борт КА по командной радиолинии от наземных станций слежения или снимаются с гиростабилизированной платформы.

Сравнение фактических параметров полета с опорными,

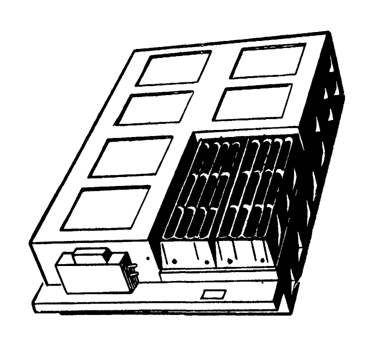


Рис. 6. Бортовое цифровое вычислительное устройство КК.

выделение сигнала ошибки и выработка на его основании управляющих сигналов осуществляется бортовым вычислительным устройством. В связи с большой универсальностью и удобством проведения вычислительных операций в цифровом виде и относительно небольшими габаритами широко используются цифровые вычислительные устройства (ЦВУ). В этом случае аналоговые сигналы от датчиков (т. е. сигналы, полезная информация в которых выражена непрерывной функцией, например изменением величины напряжения, частоты, сопротивления и т. п.) преобразуются перед вводом их в бортовое цифровое вычислительное устройство (БЦВУ) в цифровой код специальными преобразователями. И наоборот, цифровая информация от БЦВУ подается на исполнительные органы обычно после преобразования из кода в аналоговый вид.

Вырабатываемые ЦВУ управляющие сигналы определяют момент включения соответствующих исполнительных двигателей, силу тяги и длительность импульса тяги, необходимые для выполнения маневра.

На рис 6 приведен внешний вид бортового ЦВУ пилотируемого КК [Л. 37]. Оно имеет массу около 28 *кг* и потребляет мощность 100 *вт*. Ячейка блока памяти имеет 16 разрядов, а полная емкость постоянной памяти 36 864 ячейки. Блок памяти выполнен на ферритовых сердечниках. БЦВУ вырабатывает команды более чем для 20 систем КК. Информация о его работе индицируется на световом табло пульта управления КК. Для ввода космонавтами данных в БЦВУ и для запроса информации на пульте имеются кнопки управления. Ввод в БЦВУ данных о положении КК от гиростабилизированной платформы и от оптических навигационных средств осуществляется через согласующие устройства.

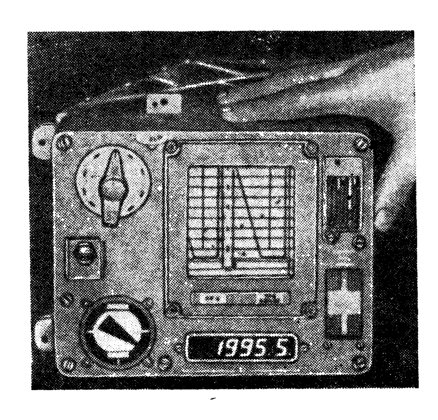


Рис. 7. Пульт управления полетом КК.

Ориентация и стабилизация КК осуществляется системой стабилизации, вырабатывающей команды на включение и выключение вспомогательных двигателей и для отклонения шарнирно подвешенного основного двигателя для изменения направления тяги. Работа системы стабилизации индицируется на индикаторе положения КК.

Работа системы наведения на участке входа КК в атмосферу Земли при посадке контролируется специальной системой, пульт управления которой приведен на рис. 7. В случае выхода из строя автоматической системы наведения космонавты могут осуществлять ручное управление входом в атмосферу с этого пульта. Он позволяет также производить ручную коррекцию скорости полета КК на траектории его полета к Луне и возвращения на Землю. Для контроля параметров движения в прямоугольном окне панели протя-

гивается майларовая лента, на которую непрерывно наносится кривая изменения скорости и ускорения КК. На светящемся табло в нижней части панели указывается расстояние до точки, в которой должно начаться раскрытие парашютной системы. В левом нижнем углу расположен индикатор крена корабля [Л. 10].

Радиоэлектронное оборудование системы управления АМС построено по такому же принципу, но не имеет устройств, требующих ручных операций. Орбитальные КА обычно несут лишь оборудование системы ориентации и стабилизации, показанное в правой половине рис. 5, а вместо БЦВУ имеют простое программно-временное устройство с небольшой памятью, в которой хранятся несколько команд, полученных по командной радиолинии.

РАДИОТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА

Радиотехнические средства используются как для связи КА с наземными станциями слежения или между собой, так и для целей управления полетом. К последним относятся радиолокационные станции поиска, радиолокационные измерители дальности и скорости, применяемые при сближении космических аппаратов в полете, радиолокационные высотомеры и измерители скорости, ис-

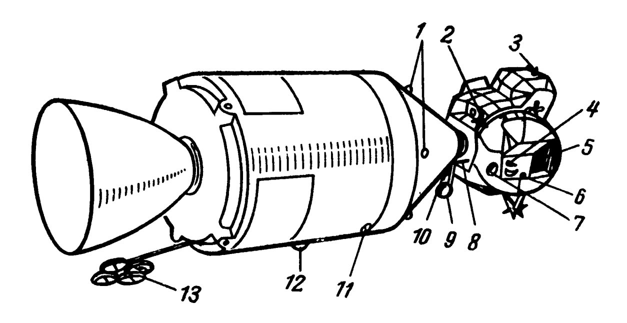


Рис. 8. Размещение антенн на космическом корабле.

1 — всенаправленные антенны универсальной системы связи сантиметрового диапазона (всего 4 шт.); *2* — антенна метрового диапазона; *3* — всенаправленная антенна сантиметрового диапазона; *4* — направленная антенна сантиметрового диапазона; *5* — серповидная антенна метрового диапазона; *6* — всенаправленная антенна сантиметрового диапазона; *7* — антенна радиолокатора, обеспечивающего встречу на орбите; *8* — ножевая антенна метрового диапазона для пеленгации радиомаяка (показана условно, так как разворачивается только после входа отсека в атмосферу); *9* — остронаправленная поворотная антенна сантиметрового диапазона; *10* — антенна метрового диапазона; *11* — антенна радиолокационного приемоответчика; *12* — всенаправленная серповидная антенна метрового диапазона (всего 2 шт.); *13* — остронаправленная антенна сантиметрового диапазона.

пользуемые при мягкой посадке, допплеровские приемоответчики, служащие приводными радиомаяками, и т. п.

Особой насыщенностью радиотехническими средствами и разнообразием их применения отличаются пилотируемые КК [Л. 30]. На рис. 8 приведено схематическое изображение КК типа «Аполло» с лунным модулем, на котором показаны антенны радиотехнических средств этого корабля. Система радиосвязи КК типа «Аполло»

включает универсальную систему, работающую в сантиметровом диапазоне волн, систему метрового диапазона и КВ линию связи. В систему сантиметрового диапазона входит приемопередатчик с частотой приема 2106,4 *Мгц* и частотой ответа 2287,5 *Мгц*, передатчик с фазовой манипуляцией (ФМ) сигнала, два делителя мощности, четыре всенаправленные антенны, одна антенна с регулируемой шириной диаграммы направленности. Последняя антенна, внешний вид которой приведен на рис. 9 [Л. 12], состоит из четырех параболических рефлекторов диаметром по 0,8 *м* с раздельными фидерными устройствами. Изменением геометрии антенны ширина диаграммы направленности регулируется в обеих плоскостях, принимая в режиме передачи значения 45, 12,3 или 4,4°; в режиме

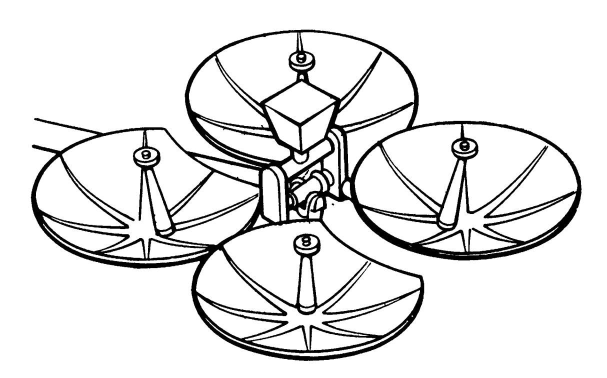


Рис. 9. Антенна с регулируемой направленностью.

приема ширина диаграммы направленности может составлять 45,5 или 5,5°. Наведение антенны на Землю производится автоматически следящей системой, регулирующей ее положение до тех пор, пока величина сигнала в каждой из составляющих антенн не будет одинаковой.

Аппаратура связи сантиметрового диапазона волн включается через несколько минут после старта ракеты-носителя и работает вплоть до момента входа возвратившегося от Луны. отсека экипажа в атмосферу Земли. Это оборудование является основным, обеспечивая двустороннюю связь Земли и борта КК, передачу с борта телеметрической информации и телевизионных изображений, а также проведение траекторных изменений. Для повышения надежности вся система дублирована.

Система связи метрового диапазона работает лишь у Земли и предназначена для обеспечения обнаружения и спасения приводнившегося экипажа КК. Мощность передатчика этой системы 5 *вт*, частота, на которой ведется передача, 296,8 *Мгц*, частота приема 259,7 *Мгц*. Коротковолновая система предназначена для той же цели при посадке на большой дальности от расчетного места. В обеих системах используется стальная антенна, развертывающаяся после раскрытия парашюта.

Лунный модуль также оборудован связной системой сантиметрового диапазона, работающей на две всенаправленные антенны,

а также на поворотную антенну с диаметром отражателя 0,6 *м* и шириной диаграммы направленности 13°. Эта система позволяет также осуществлять с поверхности Луны телевизионные передачи.

Для связи вышедшего на поверхность Луны космонавта с лунным модулем используется КВ линия связи. Лунный модуль имеет две всенаправленные антенны КВ диапазона и специальную антенну для связи с космонавтом. Аппаратура лунного модуля служит также ретранслятором, передавая сообщения вышедшего на Луну космонавта и телевизионные изображения на борт находящегося на селеноцентрической орбите основного блока КК.

Радиолокационными средствами обеспечиваются посадка лунного модуля на Луну, поиск основного блока и сближение с ним после взлета.

Радиолокатор, обеспечивающий посадку, измеряет скорость и высоту полета лунного модуля над поверхностью Луны. Для определения высоты используется высотомерный канал. Несущая частота этого канала линейно модулируется с девиацией ±4 *Мгц* на участке высот от нескольких десятков километров до 750 *м* и с девиацией ±20 *Мгц* на меньших высотах. Канал измерения скорости работает в режиме непрерывного излучения. При этом измеряются три составляющие допплеровского сдвига частоты, соответствующие трем составляющим скорости: по вертикали и в двух взаимно перпендикулярных направлениях в горизонтальной плоскости. Относительная скорость измеряется в диапазоне от —200 до +200 *м/сек* на высотах от 12 *км* до 3 *м*.

Антенны радиолокатора смонтированы в шарнирном подвесе в нижней части посадочной ступени. Антенная система состоит из двух передающих и четырех приемных плоских фазированных решеток. Три приемные антенны используются для измерения составляющих допплеровского сдвига частоты, а четвертая антенна — для измерения высоты. Информация о непрерывно измеряемых высоте и скорости вводится в бортовое вычислительное устройство, а начиная с высоты 12 *км* поступает также на индикатор на пульте управления космонавтов.

Радиолокатор снабжен устройством самопроверки. Общая расчетная надежность составляет 0,999541.

Радиолокатор, обеспечивающий встречу взлетной ступени лунного модуля на орбите с основным блоком, работает в автоматическом режиме по командам бортового вычислительного устройства. Радиолокатор встречи позволяет получить информацию о дальности до основного блока, величинах радиальной и угловой скорости, а также о направлении на основной блок. На большой дальности радиолокатор встречи работает с приемоответчиком основного блока, так как потенциал его из-за ограниченного веса аппаратуры в лунном модуле мал. На малых дальностях возможна работа и без приемоответчика. Данные от радиолокатора поступают в бортовое вычислительное устройство, решающее задачу встречи, а также индицируются на пульте управления. Этот радиолокатор может обеспечить также привод лунного модуля в любую точку, в которой установлен приемоответчик [Л. 12].

ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА

Большая роль в обеспечении космических полетов принадлежит средствам телеметрического контроля. Система телеконтроля предназначена для передачи на Землю как многочисленных

сведений о состоянии и работе различных агрегатов КА, знание которых необходимо для управления им, так и всего объема научной информации, получаемой на борту КА с помощью датчиков и измерительных устройств.

На подавляющем большинстве КА для экономии электроэнергии применяют командную систему передачи данных, при которой

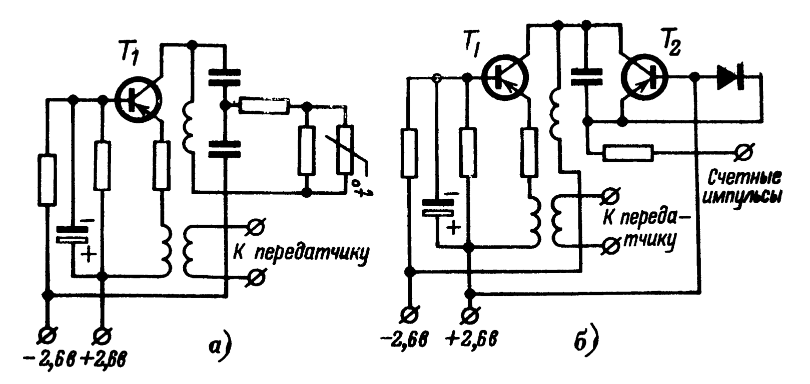


Рис. 10. Генераторы поднесущей телеметрической системы.
а — генератор с управлением по сопротивлению; *б* — генератор с управлением по току.

сигналы, несущие полезную информацию, накапливаются в бортовом запоминающем устройстве и затем ускоренно считываются по запросу наземной станции слежения.

В тех случаях, когда объем телеметрируемой информации невелик, применяют аналоговую систему телеконтроля, при кото-

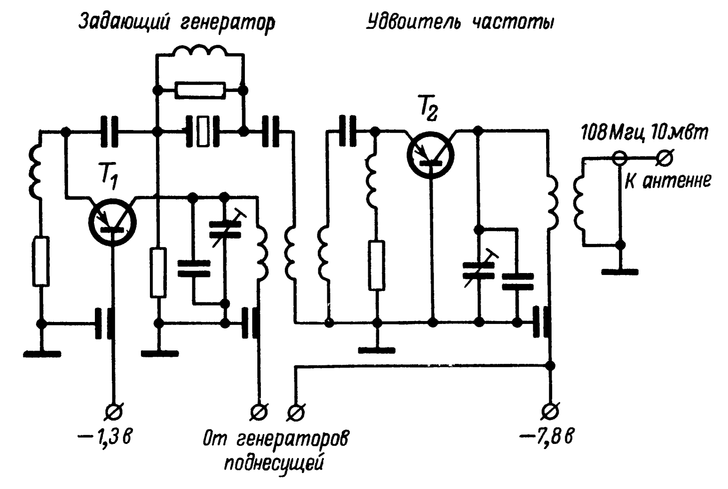


Рис. 11. Телеметрический передатчик с фазовой модуляцией.

рой датчики непосредственно воздействуют на генераторы поднесущей частоты телеметрической системы. В соответствии с изменением того или иного параметра датчика изменяется частота, фаза или амплитуда генератора поднесущей. Обычно в основу датчиков заложено изменение сопротивления, емкости или индуктивности чувствительного элемента при изменении исследуемых условий. На рис. 10 приведены простые схемы двух генераторов поднесущей с частотной модуляцией, применяемые в многоканальной телеметрической системе [Л. 32].

Первый генератор с управлением по сопротивлению используется с датчиками температуры или микрометеорными детекторами. Изменение введенного в контур генератора сопротивления датчика приводит к изменению добротности контура и соответственно генерируемой частоты.

На рис. 10,*б* приведена схема генератора поднесущей с управлением по току. Частотная модуляция в этой схеме достигается за счет введения в контур управляемого реактивного сопротивления [Л. 32]. Роль такого сопротивления играет транзистор T_2, который по выполняемой функции в схеме подобен реактивной лампе.

Сигналы телеметрических генераторов поднесущей подаются в качестве модулирующих на передатчик телеметрической системы. Для повышения надежности этот передатчик обычно дублируется. На рис. 11 приведена схема передатчика, работающего на частоте 108 *Мгц*. Несущая частота передатчика модулируется по фазе четырьмя стандартными телеметрическими каналами с частотно-модулированными поднесущими. Фазовая модуляция достигается путем изменения напряжения, подаваемого на транзистор T_1. Индекс модуляции стабилизированого кварцем генератора составляет примерно 14°. Выходная мощность передатчика составляет 10 *мвт* при к. п д. 25% [Л. 32].

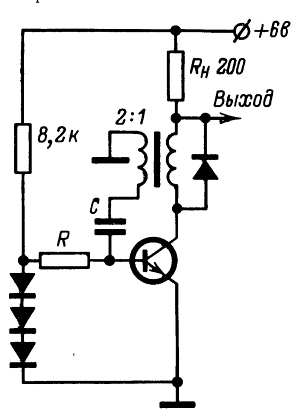


Рис. 12. Импульсный генератор с управлением сопротивлением.

При необходимости передачи большого объема научной информации обычно используют преобразование аналоговых величин в коды и передачу этих кодов. В импульсной (кодовой) системе телеконтроля плотность передаваемой информации значительно выше, чем в аналоговой.

На рис. 12 приведена схема простейшего преобразователя изменений сопротивления датчика в кодовые сигналы. Сопротивление датчика, например терморезистора, включается в цепь базы прецизионного блокинг-генератора так, что изменения сопротивления вызывают соответствующие изменения частоты следования импульсов, генерируемых блокинг-генератором. Частота следования импульсов является линейной функцией величины сопротивления *R* во времязадающей цепи. При изменении периода повторения импульсов от 50 до 5 000 *мксек* зависимость отклоняется от линейной не более чем на 1% [Л. 32].

На рис. 13 приведена блок-схема цепей управления импульсной телеметрической системы, на основании которой можно показать

принцип формирования кодов в многоканальной системе. Схема предназначена для объединения восьми каналов измерения температуры [Л. 32].

Измерительные терморезисторы включены в коллекторные цепи четырех мультивибраторов с магнитной связью, обмотки которых расположены на общем магнитном сердечнике с прямоугольной петлей гистерезиса так, что постоянные времени цепей определя-

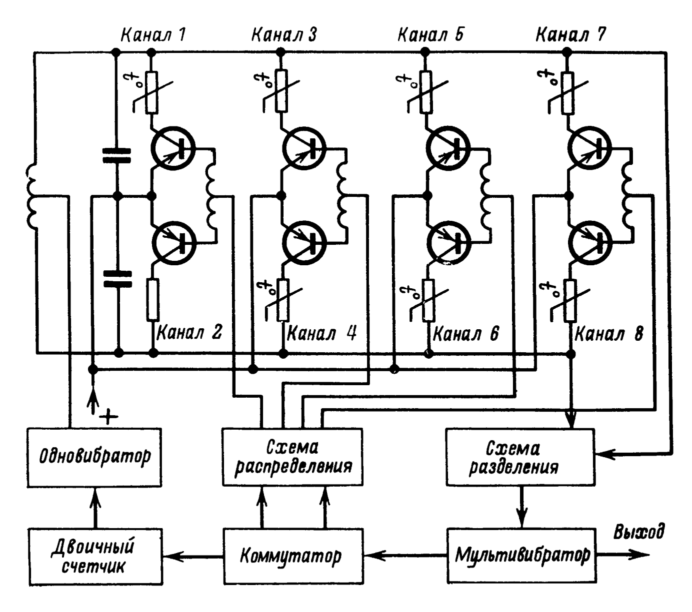


Рис. 13. Блок-схема цепей управления импульсной телеметрической системы.

ются величинами их сопротивлений. Лишь в коллекторной цепи мультивибратора канала *2* поставлен резистор с постоянным сопротивлением, не зависящим от температуры. Этот канал предназначен для калибровки системы. Так как сопротивление в этом канале не зависит от температуры, то длительность выходного импульса канала *2* определяется такими источниками погрешностей, как колебания питающего напряжения и т. п., что позволяет их учесть при обработке результатов измерений в других каналах.

В результате коммутации мультивибраторов распределительным устройством периодически вырабатывается группа импульсов, последовательность которых определяется последовательностью переключения каналов, а число импульсов в группе — числом каналов. Управление осуществляется путем подключения коллекторов и баз соответствующих транзисторов к источнику питающего напряжения,

Таким образом, кодовая посылка (слово) состоит из группы импульсов, количество которых равно количеству каналов измерения, порядок расположения соответствует порядку коммутации каналов, а длительность каждого импульса определяется мгновенным значением параметра чувствительного элемента (в этом случае — сопротивления), зависящего от температуры. В рассматриваемой схеме длительность импульсов изменялась от 4 до 30 *мсек* при изменении температуры в рабочих пределах.

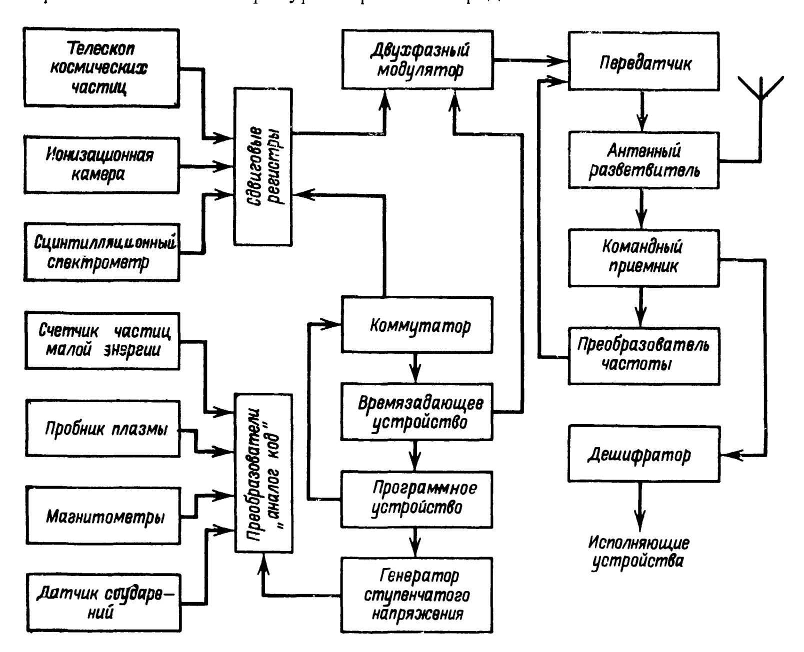


Рис. 14. Блок-схема телеметрической и командной систем исследовательского спутника.

На рис. 14 приведена блок-схема радиоэлектронного оборудования исследовательского спутника, позволяющая проследить взаимодействие всех элементов телеметрической системы [Л. 32]. Телеметрической аппаратурой обрабатываются данные, поступающие с датчиков как в аналоговом, так и в цифровом виде. Многие датчики в качестве выходной функции имеют непрерывную во времени величину, например напряжение, сопротивление и т. п., определяемую исследуемым параметром среды. Такая выходная функция называется аналоговой. Для передачи ее с помощью импульсной телеметрической системы используют предварительное преобразование аналоговой величины в код. Преобразователь «аналог — код» для напряжений, например, состоит из амплитудного компаратора, в котором сравниваются величины аналогового сигнала (преобразуемого напряжения) с эталонным напряжением ступенчатой формы. Количество ступеней, лежащих ниже уровня

преобразуемого напряжения, пропорционально величине этого напряжения. В последующей схеме каждая полученная ступень путем дифференцирования и формирования преобразуется в импульс. Таким образом, количество выходных импульсов на счетном интервале времени пропорционально величине входного напряжения.

Цифровые коды, полученные с преобразователей «аналог — код» и непосредственно с устройств обработки сигналов импульсных датчиков, поступают в каждом измерительном канале на свой сдвиговый регистр, выполняющий функцию оперативной памяти. Полный объем телеметрической информации за один цикл передачи данных для рассматриваемой системы составляет 11 слов (по числу измерительных каналов) по 12 разрядов каждое. Электронный коммутатор, управляемый от программно-временного устройст-

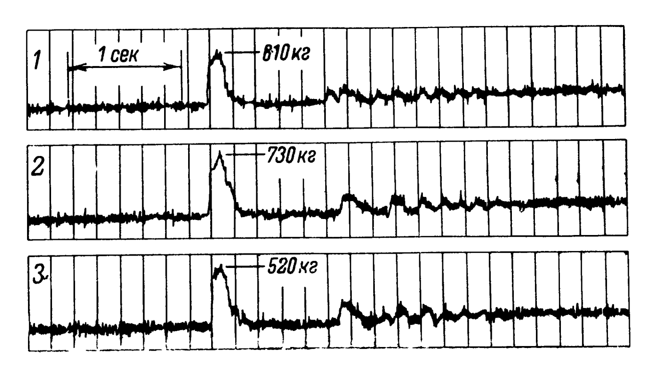


Рис. 15. Телеметрическая запись показаний датчиков механических напряжений в опорах АМС при посадке.

ва, последовательно переключает выходы измерительных каналов, подавая в каждый сдвиговый регистр по 12 сдвиговых импульсов. В результате записанный в сдвиговом регистре двоичный код поступает на двухфазный модулятор передатчика. Импульсы двоичного кода воздействуют на поднесущую, изменяя ее фазу на 180° каждый раз, когда должна быть передана «единица» двоичного кода. Затем поднесущая поступает на передатчик для фазовой модуляции несущей. Частота поднесущей — 1 024 *гц*.

После приема на Земле телеметрические данные расшифровываются с помощью ЦВМ и воспроизводятся на лентах (с видимым, магнитным или другим изображением), где прописывается отдельно информация от каждого измерительного канала.

В качестве примера на рис. 15 приведена расшифрованная запись датчиков механических напряжений в трех опорах автоматической лунной станции «Сервейер» при ее мягкой посадке на поверхность Луны. Запись позволяет проконтролировать правильность выполнения условий посадки. В частности, по этой записи можно сделать вывод о том, что боковая составляющая скорости при посадке была практически равна нулю (все три опоры коснулись грунта одновременно), а вертикальная составляющая посадочной скорости на основании расчета с учетом известной массы лунной станции определена не превышающей 3 *м/сек*.

На схеме рис. 14 показан и состав радиоэлектронной аппаратуры командной системы, использующей общую с телеметрической системой линию связи. С помощью командной системы осуществляется управление агрегатами КА и режимами его работы с наземной станции управления. В большинстве случаев командная система полностью дублирует систему автономного управления от программно-временного устройства. В состав командной системы входят командный приемник, дешифратор, выделяющий из принятого сигнала командную информацию и распределяющий командные сигналы по исполнителям, и исполняющие устройства (реле, двигатели и т. п.), отрабатывающие команды. Контроль исполнения команд обычно осуществляется с помощью датчиков, входящих в телеметрическую систему.

Командный приемник имеет схему поиска по частоте, который выполняется в полосе 20 *кгц* с периодом в 30 *сек.* При захвате сигнала несущей частоты поиск прекращается и приемник переходит в режим автоматической подстройки частоты гетеродина. Выделенная приемником поднесущая несет в себе командную информацию в виде модуляции фазы. Полученная в результате фазового детектирования импульсная последовательность, соответствующая передаваемому слову, поступает на дешифратор, в котором каждому набору двоичных чисел в слове соответствует определенная выходная команда.

Для того чтобы проконтролировать скорость КА (по доплеровскому сдвигу частоты), сигнал несущей частоты подается на устройство преобразования частоты (с коэффициентом преобразования $^{16}/_{17}$) и затем сигнал преобразованной частоты используется в качестве несущей телеметрической системы. После наложения на него поднесущей с телеметрической информацией сигнал излучается [Л. 32].

Скорость КА определяется путем сравнения на Земле несущей частоты принятого сигнала с известной несущей частотой излученного ранее сигнала (который несет командную информацию). При этом, естественно, учитывается известный коэффициент преобразования частоты на борту КА.

Глава вторая

ОБОРУДОВАНИЕ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ СПУТНИКОВ

ЗАДАЧИ ИССЛЕДОВАНИЙ

Космические аппараты служат незаменимым инструментом в проведении экспериментального изучения физических свойств среды в околоземном и межпланетном пространстве, планет солнечной системы, Солнца, а в будущем, возможно, и звезд. Лишь с их помощью удалось преодолеть атмосферу — барьер, затруднявший, а в ряде случаев полностью исключавший возможность наблюдений и исследований многих явлений, происходящих за пределами нижней атмосферы.

К исследовательским в первую очередь относятся спутники для геофизических измерений и исследований верхней атмосферы. На первых устанавливают аппаратуру для изучения гравитационного и магнитного полей Земли. Измерение магнитного поля Земли проводилось ранее либо на поверхности Земли, либо в непосредственной близости от нее с помощью самолетов. Измерения при помощи ракет до высот 100—200 *км* были кратковременными и эпизодическими. При помощи спутников осуществляется длительное систематическое наблюдение магнитного поля Земли на больших удалениях от ее поверхности, изучение суточных магнитных вариаций, магнитных возбуждений и бурь и связь их с такими процессами, как, например, повышение солнечной активности.

Проведенные при помощи спутников измерения показали справедливость теоретических выводов о существовании электрических токов вне поверхности Земли, в частности в ионосфере, которые являются источником внешнего магнитного поля Земли. В программу исследований входит выяснение природы как ионосферных, так и внеионосферных токов. Считают, что источниками последних могут быть заряженные частицы, выброшенные Солнцем, захваченные магнитным полем Земли и вращающиеся в плоскости ее магнитного экватора на расстоянии нескольких десятков тысяч километров от нее. Внеионосферные токи усиливаются, когда Земля попадает в область интенсивных корпускулярных потоков, выброшенных из активных областей Солнца. Таким образом, цель магнитных исследований на спутниках заключается в проверке существования внеионосферных токов, получении данных об ионосферной системе токов и расширении знаний о магнитном поле Земли. Наряду с геомагнитными измерениями проводятся измерения энергетического спектра космического излучения, так как магнитное поле Земли определяет широтное распределение интенсивности косми-

ческих лучей, а также изучение электрических свойств частиц, эмиттируемых Солнцем.

В исследование верхней атмосферы входит изучение распределения плотности атмосферы на больших высотах (более 50 *км*), сезонных и суточных изменений высотного распределения температуры и состава атмосферы, особенностей распространения радиоволн и изучение таких явлений, как, например, атмосферные свисты.

Протекающие в верхней атмосфере процессы характеризуются рядом особенностей, обычно не свойственных ее нижним слоям. В верхней атмосфере в результате облучения жестким ультрафиолетовым, рентгеновским и корпускулярным излучениями Солнца происходят непрерывные химические превращения молекул и атомов, составляющих атмосферу, и их ионизация. В высших слоях верхней атмосферы (на высотах около 200 *км*) предполагается существование диффузного распределения газов, т. е. послойного разделения газов по весу в результате действия силы тяжести. В тропосфере и стратосфере такому разделению газов препятствуют турбулентные процессы.

Огромное практическое значение для развития радиосвязи как в масштабах земного шара, так и на линиях Земля — космос имеет изучение физики ионосферы. Теоретические предположения о ней были подтверждены экспериментально только в результате непосредственного зондирования всех слоев ионосферы. В программу изучения ионосферы входят измерения концентрации ионизированных частиц, их широтного геомагнитного распределения, резонансной частоты ионизированных слоев, определение влияния на ионизированные слои процессов на Солнце, изучение влияния ионосферных токов на магнитное поле Земли, изучение уровня космических шумов, исследование особенностей распространения радиоволн различных диапазонов в ионосфере, в частности сверхдлинных волн, повышенный интерес к которым вызван возможностью применения их для навигации космических аппаратов и для связи при помощи связных спутников между погруженными подводными лодками.

Экспериментальная проверка теории строения верхней атмосферы и систематическое изучение ее физических свойств возможны лишь при помощи аппаратуры, установленной на спутниках Земли

Для физики, астронавтики и геофизики первостепенный научный и практический интерес представляет исследование коротковолнового ультрафиолетового излучения Солнца. Как показали исследования, Солнце, помимо видимого света, излучает в широком диапазоне длин волн, начиная от рентгеновских лучей с длиной волны порядка нескольких стомиллионных долей сантиметра (ангстрем) и кончая радиоволнами длиной в несколько метров.

Излучение коротковолнового участка спектра Солнца (далекое ультрафиолетовое и рентгеновское излучение), а также радиоизлучение связаны с физическими процессами, протекающими в малоизученных внешних слоях атмосферы Солнца (хромосфере и короне), и оказывают значительное влияние на атмосферу Земли. Коротковолновое излучение ионизирует молекулы воздуха, вызывая образование ионосферы Согласно существующим представлениям нижний слой ионосферы (слой *D*) образован в результате ионизации молекул воздуха излучением спектральной линии водорода,

испускаемым хромосферой, а следующий слой (слой E) — рентгеновским излучением короны.

Установлена тесная связь между активностью Солнца (появлением хромосомных вспышек) и поглощением радиоволн в ионосфере, приводящим к прекращению радиосвязи. Это заставляет предполагать существование непосредственной зависимости протекающих в ионосфере процессов от вариаций интенсивности коротковолнового излучения Солнца.

Как известно, земная атмосфера практически полностью поглощает ультрафиолетовое излучение Солнца, пропуская лишь область излучения, примыкающую к фиолетовой части спектра видимого света. Поглощение молекулами воздуха настолько велико, что для наблюдения коротковолнового излучения необходимо вывести измерительные приборы за пределы земной атмосферы, что и осуществляется с помощью КА.

Таким образом, спектральные линии ультрафиолетовой области представляют собой важнейший объект исследований. Именно в ультрафиолетовой области лежат основные линии спектров атомов многих элементов. Эти элементы могут иметь важное значение в тех процессах на Солнце, которые приводят к излучению, и результаты исследований помогут открыть новые факты, относящиеся к строению и физическому состоянию слоев солнечной атмосферы.

Применение КА с аппаратурой для измерения ультрафиолетового и рентгеновского излучений Солнца дает возможность систематического наблюдения на протяжении длительных интервалов времени, необходимого для изучения вариаций интенсивности этих излучений и сопоставления их с данными наземных наблюдений за ионосферой.

Исследование космоса на больших расстояниях от Земли и даже от солнечной системы возможно посредством изучения космических лучей в околоземной области. Изучение космических лучей имеет практическое значение, в частности, для безопасного пребывания космонавтов за пределами атмосферы, для выяснения поведения электронной аппаратуры, материалов конструкции, ракетных двигателей в условиях интенсивного космического излучения. На пути к Земле космические лучи испытывают на себе воздействие среды, через которую они проходят. В результате ряда процессов изменяются состав и интенсивность этого излучения. Проходя сквозь магнитное поле Земли, частицы космического излучения сильно отклоняются этим полем. Частицы малых энергий достигают лишь полярных районов. Экваториальных районов достигают космические протоны с энергией более $14 \cdot 10^9$ *эв*, широты Москвы — лишь частицы с энергией $1{,}5 \cdot 10^9$ *эв*. Измерение космических частиц на различных широтах дает возможность определить, сколько частиц и каких именно энергий присутствует в составе космических лучей.

Для того чтобы выяснить природу космических лучей и их изменений, необходимо не только установить факт увеличения или уменьшения интенсивности космических лучей, но и определить, как изменилось число частиц различных энергий. Двигаясь со скоростью 8 *км/сек*, спутник за короткое время пересекает все широты земного шара. Это позволяет определить широтный эффект излучения и тем самым распределение частиц этого излучения по уровням энергии. Особенно существенно то, что такие измерения проводятся большое число раз. Поэтому при помощи установленной

на спутнике аппаратуры можно следить не только за изменением интенсивности космического излучения, но и за изменением его состава.

Космические аппараты, запускаемые на вытянутые орбиты с большим удалением от Земли в апогее, а также на параболические орбиты в солнечную систему, несут аппаратуру для изучения межпланетной среды, в частности для исследования космических частиц в широком спектре энергий, для исследования плазмы, определения потоков микрометеоров и космической пыли.

При помощи орбитальных астрономических обсерваторий, оборудованных телескопами, чувствительными к излучению в различных частях спектра, проводятся чрезвычайно интересные астрономические исследования, в частности спектрометрические исследования ультрафиолетового излучения звезд, а также измерения галактического радиоизлучения.

В наземных условиях разрешающая способность телескопов ограничивается не технологическими трудностями производства оптики, а свойствами атмосферы. Атмосферой ограничены также участки спектра излучений, в которых возможно наблюдение. Вывод телескопов на околоземные орбиты, за пределы земной атмосферы, осуществленный в результате запусков орбитальных обсерваторий, снял эти ограничения. Богатейшие возможности телевизионной техники позволили значительно расширить границы наблюдений.

Электроннооптические телескопы, устанавливаемые на орбитальных обсерваториях, открывают большие возможности не только для исследований в области звездной астрономии, но и для изучения планет солнечной системы, Солнца и Земли. В частности, орбитальный телескоп позволяет проводить регулярные исследования таких характерных для Земли явлений, как полярные сияния, распределения воздушных потоков, производить океанологические исследования в глобальном масштабе и т. п.

Использование исследовательских спутников позволяет осуществлять не только прямые измерения тех или иных характеристик среды, но и проводить эксперименты более высокого порядка. В частности, с помощью КА запланировано получение эффектов, могущих подтвердить основные положения теории относительности. Для этого предусмотрен вывод на стационарную орбиту спутника, имеющего на борту прецизионные часы, использующие молекулярный генератор частоты. В соответствии с теорией относительности часы на КА, находящемся на стационарной орбите, ежесуточно должны обгонять (за счет разности скоростей Земли и спутника) наземные часы на 46,5 *мксек*. Молекулярный генератор согласно расчетам позволит регистрировать этот эффект с точностью до 0,05%.

С помощью специализированных КА (метеорологических, геологических, гидрологических и др.) осуществляются также обширные исследования характеристик Земли.

ЧУВСТВИТЕЛЬНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ И ПРИБОРЫ

Датчики радиации. Для изучения космических частиц и электромагнитного излучения широко применяются разнообразные датчики радиации, включающие ионизационные камеры, счетчики Гейгера, пропорциональные счетчики частиц, сцинтилляционные

счетчики, спектрометры. Для разделения исследуемых частиц по уровням их энергии и ограничения пространственного угла, в котором принимается радиация, датчики обычно помещают в соответствующие физические экраны и используют коллимирующие приспособления.

В качестве примера рассмотрим устройство ионизационной камеры. Она представляет собой металлический цилиндр, по оси которого проходит изолированная от цилиндра проволока или стержень [Л. 32]. При проникновении частицы в камеру в заполняющей ее среде возникает область ионизации, регистрируемая тем или иным методом.

Одна из разновидностей ионизационной камеры интегрирующего типа (т. е. такого типа, когда осуществляется накопление результата) состоит из сферы диаметром 10 *см,* заполненной аргоном. Образующиеся при прохождении частиц ионы собираются кварцевым стержнем, верхний конец которого покрыт аквадагом. Стержень заряжается до положительного потенциала 225 *в* через золоченое кварцевое волокно диаметром 8 *мкм,* укрепленное в стороне от стержня. Соединенное с источником положительного потенциала волокно, притягиваясь к стержню, заряжает стержень. Затем волокно отталкивается электростатическим зарядом стержня. По мере накопления на центральном стержне электронов, возникающих в результате ионизации, его потенциал падает, что позволяет волокну снова приблизиться к стержню. При прикасании к стержню волокно вновь заряжает его. Возникающий в момент заряда импульс тока поступает в формирователь и фиксируется счетным устройством. Каждый выходной импульс соответствует накоплению на стержне заряда в $2 \cdot 10^{-10}$ *к.*

При изучении радиации применяют также счетчик Гейгера — разрядный прибор, к электродам которого прикладывается напряжение, недостаточное для поддержания светящегося разряда в камере. Поэтому в обычном состоянии ток между электродами практически отсутствует. Когда в объем камеры попадает космическая частица, она ионизирует молекулы заключенного в камере газа. Возникающий в результате ионизации поток заряженных частиц резко снижает внутреннее сопротивление между электродами, вызывая разряд. Получающийся импульс обрабатывается счетной схемой.

Применяя в камере пары спирта, можно сделать счетчик самогасящимся. Благодаря этому возможно раздельное фиксирование каждой из быстро следующих друг за другом ионизирующих частиц, что принципиально отличает счетчик Гейгера от ионизационной камеры.

Для определения счетчиком Гейгера энергетического спектра космических частиц, т. е. распределения космических частиц по величине их энергии, счетчики помещают в экранирующие стаканы из материала, поглощающего космические частицы (стали, свинца, алюминия). Несколько счетчиков, расположенных рядом и помещенных в экраны с постепенно увеличивающейся толщиной стенок, позволяют раздельно измерять количества частиц, имеющих различные энергетические уровни. Чем больше толщина стенок экрана, тем выше уровень порогового значения энергии частиц, способных преодолеть его и попасть на счетчик.

Применяются также пропорциональные датчики, действующие при меньшем рабочем напряжении. Импульс тока в этом датчике пропорционален энергии ионизирующей частицы, поэтому применение

его позволяет различать частицы по уровням энергии, в отличие от счетчиков Гейгера, которые одинаково реагируют на любые частицы, если их энергия превышает пороговую.

Применение чувствительных фотоумножителей позволило создать еще один тип счетчика космических частиц — сцинтилляционный счетчик. В нем энергия проникающей космической частицы поглощается веществом, называемым сцинтиллятором, в результате чего в слое вещества возникает световая вспышка определенной для каждого сцинтиллятора длительности. Сцинтиллятор наносят на торец фотоумножителя, который регистрирует возникающие очень слабые световые вспышки. Получающиеся на аноде фотоумножителя импульсы, соответствующие проходящим частицам, усиливаются и обрабатываются счетной схемой.

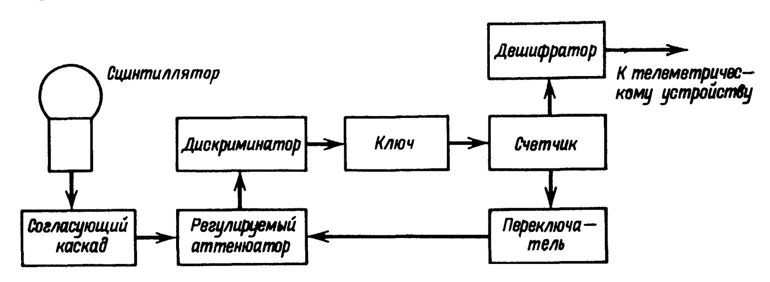


Рис. 16. Блок-схема измерительной аппаратуры.

Принцип обработки сигналов от пропорциональных датчиков или сцинтилляционных счетчиков одинаков. Он заключается обычно в подсчете количества накопленных импульсов на измерительном (счетном) интервале времени и передаче полученного числа в телеметрическую систему. Регулируя пороговый уровень усилителя импульсов, принимаемых от фотоумножителя или другого датчика, можно селектировать наблюдаемые частицы по их энергии. В качестве примера устройства обработки на рис. 16 приведена блок-схема аппаратуры для измерения интенсивности космических частиц. В качестве сцинтилляционного датчика здесь использована сфера из диэлектрика, а приемником является фотоумножитель, торец которого помещен в вырез этой полой сферы диаметром 10 *см*. Механизм работы датчика основан на эффекте Черенкова, заключающемся в свечении диэлектрического материала по трассе его взаимодействия с космической частицей [Л. 32].

Световые вспышки, возникающие при проникновении частиц в материал сферы, фиксируются фотоумножителем. Амплитуда снимаемого с фотоумножителя импульса зависит от энергии проникающей частицы. Выходные импульсы поступают на амплитудный дискриминатор, пропускающий в последующую счетную схему импульсы, соответствующие вспышкам от первичных тяжелых ядер, меньшие по амплитуде импульсы от более легких космических частиц в радиационных поясах Земли отсекаются и не поступают на дальнейшую обработку.

Если несколько счетчиков частиц расположены в определенном геометрическом порядке и регистрирующая схема срабатывает лишь в том случае, когда частица пройдет через все счетчики, то

такое устройство, называемое телескопом космических частиц, дает возможность измерять поток частиц лишь определенного направления.

Наконец, широко применяются в качестве детекторов ядерных частиц в бортовой аппаратуре спутников кремниевые плоскостные диоды. Такой датчик состоит из кристалла кремния *p*-типа с очень большим удельным сопротивлением, на одной из плоскостей которого имеется диффундирующий в него тонкий слой с *n*-проводимостью. При подаче на *p-n* переход запирающего смещения образуется широкий запирающий слой (рис. 17,*а*). Под действием ионизирующей радиации происходит выход электронно-дырочных пар по трассе взаимодействия частицы с запирающим слоем. Альфа-частицы с энергией $5{,}5 \cdot 10^6$ *эв* производят $1{,}6 \cdot 10^6$ электронно-дырочных пар, т. е. энергия выхода одной пары составляет 3,5 *эв*.

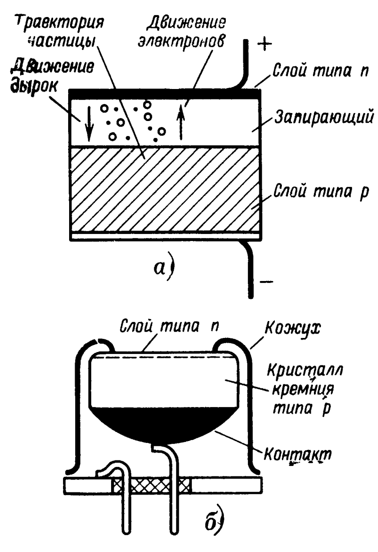


Рис. 17. Кремниевый датчик радиации.

а — принцип действия; *б* — конструкция.

Такой диод чувствителен к световому излучению. Чтобы исключить этот эффект, чувствительную зону диода покрывают тонким слоем золота. Площадь чувствительной зоны варьируется от 2 до 200 *мм*². Максимальная потребляемая датчиком мощность не превышает 4 *мвт*. Схематическое изображение конструкции кремниевого датчика показано на рис. 17,*б* [Л. 32].

Для измерения энергетического спектра и направления потоков космических частиц используются полупроводниковые телескопы космических частиц, состоящие из набора диодных датчиков и коллиматора, ограничивающего угол прихода частиц. Ниже описан такой полупроводниковый телескоп космических частиц высоких энергий, чувствительный к спектру электронов с энергией от 0,4 до 2,0 *Мэв*. Телескоп состоит из пяти полупроводниковых дисков, расположенных с интервалом 0,5 *мм*. Поток частиц попадает на набор дисков через коллиматор, ограничивающий направление прихода углом около 40°. Эффективная чувствительная поверхность телескопа 0,4 *см*². Детектор при вращении спутника сканирует распределение частиц в направлении, перпендикулярном магнитному полю Земли. В зависимости от массы и начальной энергии частицы проникают через один или несколько дисков, вызывая электрические импульсы в цепи, в которую включен соответствующий диск. Амплитуда импульса пропорциональна энергии частицы, поглощенной диском.

Первые три диска являются *n-p* диффузионными кремниевыми диодами с запорным слоем. Их толщина 25, 50 и 100 *мкм* соответ-

ственно. Для исключения начального тока переходы смещены в обратном направлении приложенным к ним напряжением. Четвертый и пятый диоды имеют толщину 1 и 2 *мм* соответственно. Эти диски герметизированы в специальном кожухе, предохраняющем их от воздействия окружающих условий, влияющих на шумовые свойства диодов. Четвертый диск имеет по периферии кольцо шириной 1,5 *мм*, электрически изолированное от центральной части. Это кольцо является фактически шестым чувствительным элементом и включено по схеме антисовпадений для ограничения угла прихода. Схема системы датчиков телескопа приведена на рис. 18 [Л. 17].

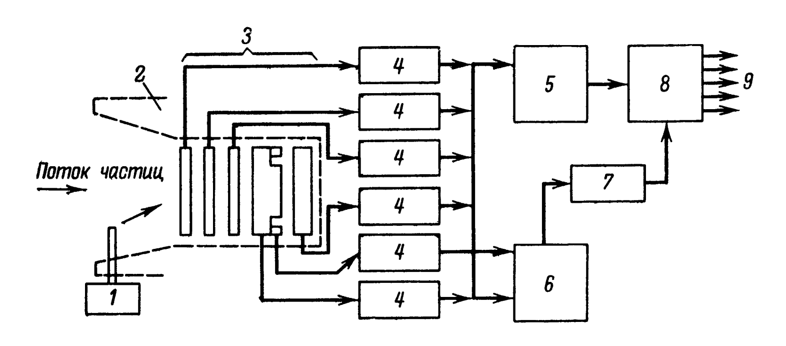


Рис. 18. Блок-схема телескопа космических частиц.

1 — радиоизотопный калибратор; *2* — коллиматор; *3* — полупроводниковые детектирующие диски; *4* — линейные усилители; *5* — ключи; *6* — дискриминатор и схемы совпадения; *7* — согласующее устройство; *8* — пятиканальный анализатор, *9* — выходы на регистры и телеметрию.

Электронная схема обработки сигналов телескопа, приведенная на том же рисунке, выполнена на танталовых тонкопленочных микромодулях. Схема обрабатывает данные о совпадении импульсов от разных дисков и об амплитуде импульсов каждого диска на счетном интервале 3,9 *сек*. Полученные в результате совпадения от нескольких дисков импульсы суммируются и анализируются пятиканальным амплитудным анализатором. Результирующие значения энергии частиц в виде цифрового кода поступают на телеметрическую систему в конце каждого счетного интервала.

Для калибровки телескопа используется радиоизотопный калибратор, встроенный в коллиматор. На рис. 19 приведена фотография такого полупроводникового телескопа космических частиц [Л. 17].

Датчики инфракрасного излучения. Датчики для измерения инфракрасного излучения (ИК датчики) — пожалуй, наиболее широко применяемая на спутниках разновидность датчиков. При помощи аппаратуры с такими датчиками изучается распределение температуры в атмосфере и на поверхности Земли, динамика ее изменений, тепловой баланс планеты, энергия и спектр излучения Солнца, температура и облачный покров планет солнечной системы. Радиометры с ИК датчиками используются для получения картины облачности на Земле в ночное время, когда телевизионные системы беспомощны. ИК датчики входят обязательным элементом в состав

систем навигации, наведения и ориентации всех классов КА. Наконец, при помощи ИК датчиков контролируется тепловой режим аппаратуры КА.

Для преобразования ИК излучения в другие виды энергии, в частности в электрическую энергию, используются ИК датчики, делящиеся в основном на две группы: тепловые и фотоэлектрические. Для ближнего участка ИК спектра применяют фотоэлектрические датчики, для дальнего участка ИК спектра излучения — термодатчики, преобразующие ИК энергию в тепловую. К их числу относятся термоэлементы, болометры, терморезисторы, радиометры.

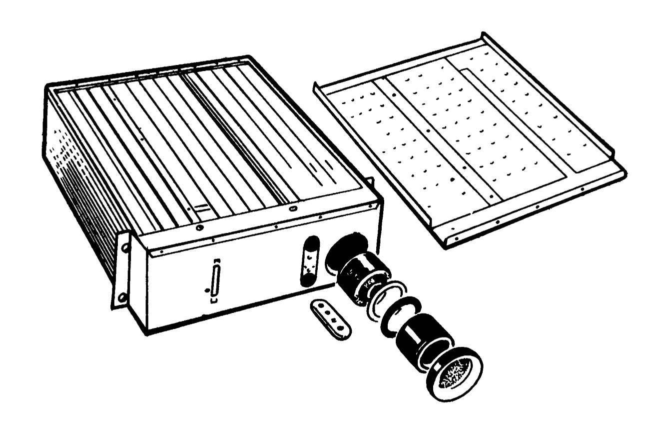


Рис. 19. Конструкция телескопа космических частиц.

Чаще всего в качестве ИК датчиков применяют терморезисторы, обладающие равномерной частотной характеристикой в широком диапазоне волн от ультрафиолетового до инфракрасного излучения. Для ограничения участка спектра, в котором должен работать датчик, на пути прохождения к нему световых волн устанавливаются полосовые фильтры.

Простейший ИК датчик — датчик температуры элементов конструкции спутника. Это терморезистор, включенный в мостовую схему, составленную из стабилизированных по температуре резисторов. Сопротивление диагонали такого моста является линейной функцией температуры терморезистора. При питании моста от источника стабильного напряжения изменения выходного напряжения пропорциональны изменениям температуры.

Системы, содержащие ИК датчики, классифицируются по тому, применяется ли в них сканирование направления приема излучения, и по типу сканирования [Л. 12]. На рис. 20 приведено схематическое изображение двухканального несканирующего радиометра, предназначенного для количественной оценки соотношения между отраженным от Земли солнечным излучением и собственным излуче-

нием Земли. Такие приборы используются на метеорологических спутниках. Размеры радиометра: диаметр 75 *мм*, высота 50,8 *мм*, масса около 57 *г*. Собирающие зеркала представляют собой полые конусы с отражающим покрытием из алюминия, позволяющие получить угол зрения радиометра около 50°. Такое устройство обеспечивает за счет направленного приема увеличение уровня падающего на датчики потока излучения.

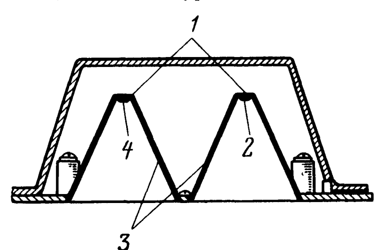


Рис. 20. Конструкция двухканального радиометра.

1 — терморезисторные детекторы; *2* — белое покрытие; *3* — полиэфирная пленка, покрытая слоем алюминия; *4* — черное покрытие.

Терморезисторные датчики имеют диаметр 5 *мм* при толщине 0,1 *мм*. Один из них имеет черное покрытие, другой—белое. Это сделано для того, чтобы радиометр был чувствителен не только к суммарному излучению, образованному солнечным и земным излучением, но и к собственному излучению Земли.

Изменение сопротивления терморезисторов при их облучении используется для модуляции по частоте генератора поднесущей телеметрической системы.

Оба датчика идентичны и различаются лишь поглощающей способностью материалов, нанесенных на их рабочие поверхности. Датчик с черным покрытием реагирует на коротковолновое солнечное излучение и на собственное излучение Земли. Датчик с белым покрытием отражает солнечное излучение, т. е. нечувствителен к нему, но хорошо поглощает длинноволновое излучение Земли. Когда радиометр обращен к ночной стороне Земли, реакция обоих приемников одинакова, так как практически вся излучаемая Землей энергия находится в длинноволновой части ИК спектра, более 3 *мкм*. Когда же просматривается сторона Земли, освещенная Солнцем, то реакция радиометров различна. Альбедо (отражающую способность) Земли можно определить, вычитая показания датчиков с белым покрытием из показаний датчика с черным покрытием [Л. 32].

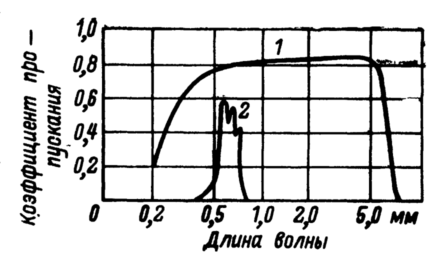


Рис. 21. Спектральные характеристики двухканального радиометра.

На рис. 21 приведены кривые, характеризующие спектральный коэффициент пропускания датчиков с черным *1* и белым *2* покрытием. Как видно, первый из них отражает почти все излучение в диапазоне от 0,2 до 4 *мкм*. На этот диапазон приходится более 99% солнечной энергии. Следовательно, «белый» датчик практически не принимает солнечное излучение.

Сканирующие ИК радиометры имеют устройство, которое периодически изменяет направление поля зрения датчика в пространстве по заданному закону [Л. 32].

Детекторы метеорных частиц. Для регистрации столкновений КА с микрометеорными частицами, измерения пространственной плотности и энергетических характеристик метеорных частиц на космических аппаратах используют разнообразные датчики и преобразователи. Широко применяются микрофонные датчики, улавливающие звук удара метеорной частицы по конструкции КА или по специальным панелям известной площади и ориентации. Чаще всего микрофоны используются в тех случаях, когда исследуются плотности метеорных потоков. Регистрация количества ударов за известный интервал времени позволяет судить о плотности потока, а ориентация плоскости панели в пространстве — о его направлении. Для определения энергетического спектра метеорного потока производится электронная селекция силы ударов по амплитуде импульсов, выработанных микрофоном.

Датчики другого типа представляют собой двухслойную сетку площадью 1 *см*^{2} из тонкой проволоки. При попадании метеорной частицы в сетку происходит обрыв проволоки, в результате чего сопротивление датчика резко возрастает. Это сопротивление входит в генератор поднесущей, управляемый сопротивлением. Поэтому в результате обрыва проволоки происходит резкое изменение частоты поднесущей.

За 20 *ч*, в течение которых работала телеметрическая система исследовательского спутника с такими датчиками на околоземной орбите, аппаратурой было зарегистрировано 145 столкновений с микрометеорами. Минимальная зарегистрированная масса частиц определялась в $5 \cdot 10^{-10}$ *г* при скорости частиц 40 *км/сек*. Диаметр частиц в среднем составлял 4 *мкм*.

Хорошими характеристиками обладает детектор метеорных частиц, представляющий собой стеклянный диск, на поверхность которого нанесен слой люминофора. При ударе метеорной частицы в такую люминесцентную панель в ней возникает световая вспышка, сила которой зависит от массы частицы, ее скорости и энергии. Вспышка преобразуется в электрический сигнал с помощью фотоумножителя. Для предохранения слоя люминофора от повреждения, сохранения его характеристик, а также для предохранения фотоумножителя от фоновой засветки на поверхность люминофора наносится тонкая металлическая пленка.

При использовании такого датчика на спутнике за 10 витков вокруг Земли было зарегистрировано 19 ударов частиц, масса которых превышала $3 \cdot 10^{-11}$ *г*.

В качестве детектора метеорных частиц используются также элементы из сульфида кадмия, экранированные пластинками из алюминированного пластика. При пробое пластин микрометеором в образовавшееся отверстие проникает солнечный свет, изменяя сопротивление элемента пропорционально размеру отверстия и, следовательно, частицы.

Примером детектора, который самовосстанавливается после пробоя, может служить детектор конденсаторного типа. Обкладки конденсатора образованы двумя пластинами из нержавеющей стали или меди, а в качестве диэлектрика используется тонкий слой полимера. Между обкладками постоянно поддерживается разность потенциалов около 12 *в*. При пробое детектора метеорной частицей материал на участке пробоя испаряется, образуя проводящий газ. В этом месте происходит разряд конденсатора и ток разряда регистрируется измерительной схемой. Когда газ рассеивается, конденсатор заря-

жается и приобретает способность регистрировать последующие пробои.

Как это ни странно, информация о микрометеорах была также получена с помощью телевизионной системы. На одном изображении следа опоры АМС, переданном с Луны, отчетливо виден столь характерный для Луны «кратер», являющийся результатом удара метеорной частицы.

Магнитометры. Измерение магнитных полей Земли, Луны и других планет — один из наиболее важных экспериментов на современном этапе космических исследований. Результаты этих исследований будут способствовать лучшему пониманию природы земного магнетизма, источников различных вариаций его и соответствия между этими вариациями и другими явлениями, как, например, ионосферными ветрами и солнечными пятнами.

Для составления карты магнитного поля Земли применяют спутники на удаленных орбитах, оборудованные приборами для измерения магнитного поля — магнитометрами. Магнитометры применяют в основном трех систем: с поисковой катушкой, с магнитным стробом и протонно-прецессионные [Л. 32].

Первые два типа магнитометров позволяют измерять лишь составляющую поля по одной из осей, поэтому для определения полного вектора магнитного поля применяют комбинацию этих двух магнитометров с солнечными датчиками. Магнитометр с поисковой катушкой располагается обычно на самой удаленной точке конструкции КА — на краю панели солнечных элементов или специальном стержне. Он состоит из пермаллоевого сердечника, на котором намотана катушка, содержащая 5 000 витков медного провода.

Катушка соединена с транзисторным усилителем, настроенным на частоту, соответствующую скорости вращения КА вокруг своей оси. В результате вращения КА катушка пересекает магнитные силовые линии и в ней индуцируется переменное напряжение синусоидальной формы, частота которого определяется скоростью вращения КА. Нелинейность передаточной функции магнитометра позволяет измерять магнитные поля от $8 \cdot 10^{-4}$ до $8 \cdot 10^{-1}$ *а/м*. С помощью этого магнитометра можно определить одну из составляющих вектора магнитного поля в направлении, перпендикулярном оси вращения КА. Для этого определяется разность фаз между выходным сигналом магнитометра и сигналом солнечного датчика, периодически вырабатываемом при пересечении датчиком направления на Солнце.

Перпендикулярно описанному магнитометру установлен второй магнитометр, которым измеряется составляющая магнитного поля, параллельная оси КА.

Солнечный датчик вырабатывает один импульс за каждый оборот КА. Временной интервал между фронтом импульса солнечного датчика и моментом прохождения синусоидального напряжения в обмотке магнитометра через нуль, фиксируемый компаратором, определяет направление перпендикулярной составляющей магнитного поля (в координатах спутника) относительно направления на Солнце [Л. 32].

Возможность с помощью таких магнитометров непрерывно измерять магнитное поле позволяет изучать быстрые флуктуации поля. Однако описанные приборы обладают недостаточно высокой чувствительностью. Протонно-прецессионный магнитометр не имеет этого недостатка. С его помощью можно измерять магнитное поле Зем-

ли с периодом в 10 *сек* независимо от ориентации спутника. Сигнал магнитометра достаточно велик для непосредственного управления телеметрическими устройствами. Он состоит из тона звуковой частоты, который может быть наложен на телеметрическую несущую.

Принцип работы прибора основан на том, что в магнитном поле магнитные моменты протонов прецессируют вокруг этого поля с частотой, пропорциональной величине этого поля. Магнитометр состоит из обмотки, выполненной вокруг сосуда с жидкостью, содержащей много протонов. Для получения максимального эффекта магнитные моменты всех протонов должны быть предварительно ориентированы, для чего через обмотку сначала пропускают ток, образующий магнитное поле с известной ориентацией, поляризующее магнитные моменты всех протонов. Затем ток, образующий магнитное поле, выключается и магнитные моменты протонов начинают прецессировать вокруг измеряемого магнитного поля, например земного. Прецессирующий момент индуцирует напряжение, частота которого пропорциональна величине магнитного поля в обмотке, переключаемой на измерение тока. При использовании протонов резонансные частоты, соответствующие полям с величиной порядка земного, лежат в диапазоне 2 *кгц*. Высокая точность измерения поля сохраняется независимо от ориентации катушки в магнитном поле, так как ядерная прецессия имеет место относительно полного поля. При изменении ориентации изменяется лишь амплитуда сигнала: она пропорциональна квадрату синуса угла между вектором измеряемого магнитного поля и осью катушки.

Если спутник не ориентирован постоянно относительно измеряемого магнитного поля, то для получения результатов в любое время необходимо иметь два таких магнитометра, оси обмоток которых взаимно перпендикулярны. Так как вращение обмотки вокруг какой-либо оси, кроме собственной, будет складываться с вращением протонов или вычитаться из него, то для получения точного отсчета требуется включение третьей обмотки, перпендикулярной первым двум.

Датчики для исследования верхних слоев атмосферы. В программу изучения верхней атмосферы входит измерение низких давлений, достигающих 10^{-2}—10^{-7} *мм рт. ст.* Для этой цели наибольшее применение нашли ионизационные манометры. Основной частью такого манометра является небольшая электронная лампа, полость которой сообщается во время измерений с исследуемым пространством. Нить накала или холодный излучатель являются источником электронов, которые направляются к сетке, имеющей положительный потенциал. Если электроны на своем пути сталкиваются с атомами газов и энергия электронов превосходит потенциал ионизации газа, то атомы газа ионизируются. Образовавшиеся свободные электроны направляются к сетке и увеличивают сеточный ток, тогда как положительные ионы движутся к аноду, на который подано высокое отрицательное напряжение. Пробег частиц между анодом и катодом увеличивается путем наложения магнитного поля, перпендикулярного электрическому, что заставляет заряженные частицы двигаться по винтовым траекториям. Таким образом, изменение сеточного и анодного токов в ионизационном манометре соответствует изменениям атмосферного давления.

Другая разновидность чувствительных манометров — альфатрон, представляющий собой ионизационный манометр, в котором в каче-

стве ионизирующего агента используются альфа-частицы, излучаемые радиоактивным источником.

Для исследования состава газов в верхней атмосфере обычно применяют различные модификации масс-спектрометра. Принцип работы его основан на том, что молекулы газа, взятого из окружающего пространства, ионизируются в камере прибора. Ионы различной массы, соответствующие различным газам, получают ускорение и фокусируются на соответствующих мишенях-коллекторах. Источником ионизирующей радиации служит электронный прожектор. Электронный пучок прожектора используется для бомбардировки частиц

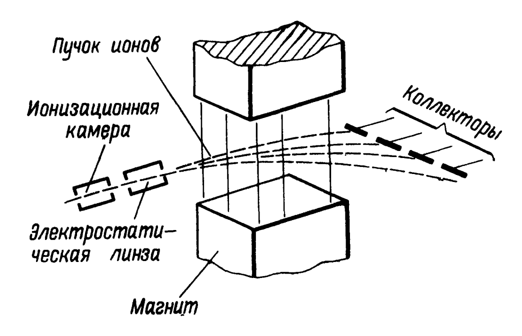


Рис. 22. Схема действия масс-спектрометра с магнитной разверткой.

исследуемых газов, пропускаемых через ионизационную камеру. Возникающий поток положительных ионов различной массы ускоряется системой электростатических линз, образующих ионный прожектор. Для анализа состава ионов в потоке необходима его развертка по массовым числам. Для этого поток ионов пропускают через магнитное поле перпендикулярно его силовым линиям. В результате взаимодействия с магнитным полем происходит расщепление ионного пучка, так как угол, на который отклоняется поток ионов в магнитном поле, зависит от массы ионов (при одинаковой их скорости). Этот угол тем больше, чем меньше масса ионов. Следовательно, выходной поток ионов оказывается растянутым в линию и интенсивность потока в каждой точке этой линии пропорциональна количеству ионов с определенным массовым числом, соответствующим этой точке, т. е. пропорциональна содержанию определенного элемента в составе исследуемых газов.

Для измерения плотности потока ионов в каждой представляющей интерес точке устанавливают мишени-коллекторы и измеряют ток в их цепях. Схема работы такого масс-спектрометра приведена на рис. 22 [Л. 32].

Вторая разновидность датчиков для исследования распределения газов — радиочастотный масс-спектрометр, отличающийся меньшей массой и бо́льшим ионным током. В нем осуществляется разделение ионного потока по массовым числам с помощью электростатического поля. Поток ионов, образующихся в результате ударной ионизации частиц среды электронным пучком, попадает в высокочастотное поле, где они ускоряются либо тормозятся в зависимости

от фазы взлета. Скорость, до которой предварительно разгоняются ионы, зависит как от величины разгоняющего потенциала, так и от массы ионов, т. е. под действием разгоняющего потенциала происходит модуляция ионов по скорости. И лишь для одной определенной скорости ионов, влетающих в высокочастотное поле, выполняются условия, при которых эти ионы получают максимальное ускорение в нем. Изменяя величину разгоняющего потенциала, можно создавать условия для ускорения ионов различной массы. После анализатора ионы попадают в тормозящее поле, которое преодолимо лишь ионами с максимальной энергией, т. е. получившими в анализаторе максимальное ускорение. Эти ионы попадают на коллектор, создавая в его цепи ионный ток, величина которого пропорциональна содержанию газа с определенным массовым числом.

Развертка ионного потока в радиочастотном масс-спектрометре производится периодическим изменением разгоняющего потенциала по линейному закону. Таким образом, при каждом значении этого потенциала лишь ионы определенной массы входят в радиочастотное поле в нужной фазе и получают ускорение, достаточное для попадания на коллектор. За полный период изменения разгоняющего потенциала в ионном токе коллектора будет наблюдаться несколько пиков, соответствующих потокам ионов с определенными массовыми числами.

Для измерения температуры среды с очень малой плотностью обычно применяют косвенные методы, основанные, в частности, на связи температуры с плотностью среды. Температуру в этом случае определяют косвенным путем на основании показаний ионизационных манометров [Л. 32].

ТЕЛЕВИЗИОННАЯ АППАРАТУРА

Уже на первых исследовательских спутниках была установлена система, позволяющая получить изображение Земли с борта спутника. Датчиками изображения здесь были фотоэлементы, а для развертки изображения использовалось движение спутника: при вращении спутника вокруг своей оси поле зрения фотоэлемента прочерчивало строку изображения, а вертикальная последовательность строк, образующая кадр, получалась благодаря перемещению спутника на орбите. Очень большой период развертки изображения, достигавший 2 *ч* (период обращения спутника на орбите), и простота структуры изображения были причиной относительно узкой полосы частот, занимаемой сигналом, что позволило передавать изображения без искажений по телеметрическому тракту.

Достижения космической техники последних лет позволили вернуться к этому принципу, но на более высоком техническом уровне. На рис. 23 приведена схема получения изображения Земли с высокой разрешающей способностью метеорологическим спутником, выведенным на стационарную орбиту [Л. 31]. Для получения развертки изображения в направлении *З—В* используется вращение спутника вокруг продольной оси, положение которой с высокой степенью точности стабилизировано в пространстве. Скорость вращения спутника составляет 100 *об/мин,* что соответствует получению 100 строк развертки за 1 *мин.* Кадровая развертка в направлении *С—Ю* осуществляется путем сканирования светочувствительной системы в плоскости, проходящей через ось вращения спутника и полюса Земли.

Светочувствительная система состоит из фотоумножителя, обеспечивающего высокую чувствительность при получении изображения,

и длиннофокусного объектива, который обеспечивает разрешающую способность до 3,2 *км* на поверхности Земли. Для реализации столь высокой разрешающей способности каждый кадр изображения содержит 2 000 строк, так что полное время получения кадра составляет 20 *мин.*

Для синхронизации изображения по кадрам по окончании сканирования кадра вырабатывается от концевого выключателя сигнал

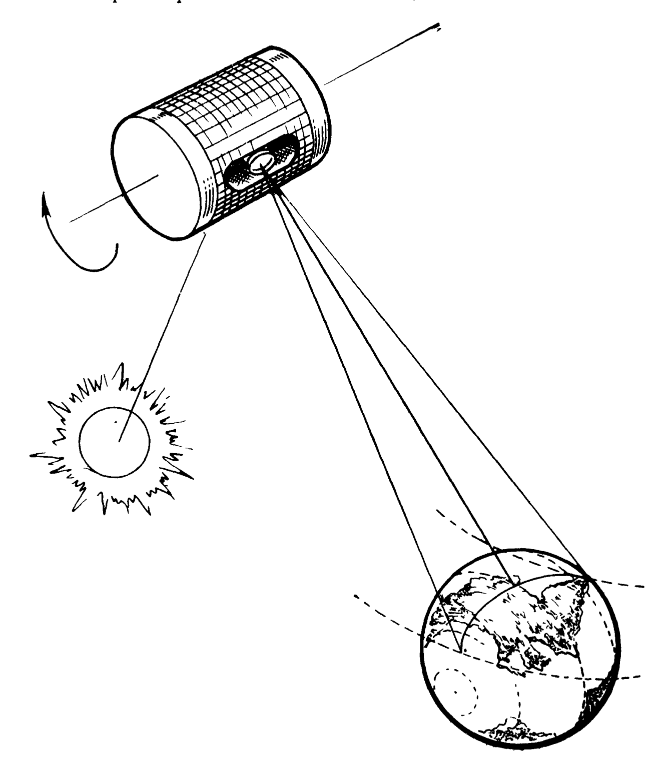


Рис. 23. Схема получения изображения Земли.

кадровой синхронизации. Синхронизация строк осуществляется путем формирования специального импульса, который, как видно из схемы, получается на каждом обороте спутника в момент, когда светочувствительная система направлена на Солнце.

Принципиальной особенностью этой системы является тот факт, что спутник находится на синхронной орбите, чем обеспечено его стабильное положение над фиксированной точкой земного шара. Лишь при этом условии возможно получение изображения при большой длительности кадра, необходимой для достижения высокой разрешающей способности.

Блок-схема электронномеханической системы для получения непрерывного изображения Земли, используемого для извлечения метеорологической информации, приведена на рис. 24. В этой системе видеосигналы вместе с импульсами кадровой и строчной синхронизации передаются с помощью передатчика сантиметрового диапазона волн на наземную станцию, где синтезируется изображение. Осциллограмма синхросмеси, состоящей из видеосигнала изображения Земли (построчно) и сигнала Солнца, показана на рис. 24,*б* [Л. 31].

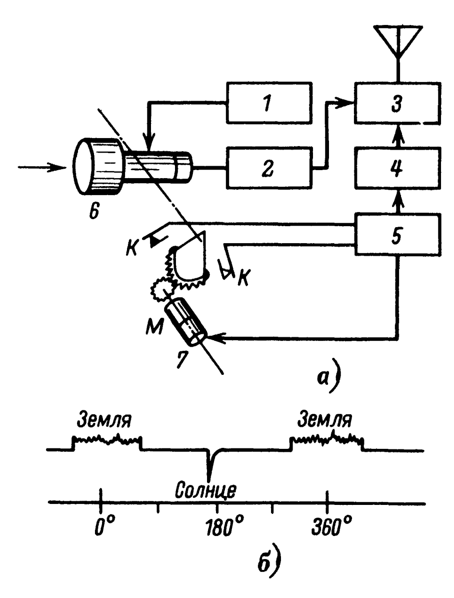


Рис. 24. Блок-схема электронномеханической системы получения изображения (*а*) и развертка сигнала системы (*б*).

1 — источник питающего напряжения; *2* — видеоусилитель; *3* — передатчик; *4* — преобразователь сигналов синхронизации; *5* — схема управления кадровой разверткой; *6* — фотоумножитель, *7* — электродвигатель кадровой развертки.

Полученная с помощью описанной системы фотография Земли приведена на рис. 25. Серия таких фотографий, получаемая в течение светлого времени суток, позволяет проследить динамику облачных формаций, отчетливо наблюдаемых на фоне Земли. В последнее время на борту КА широко применяются миниатюрные телевизионные камеры, позволяющие получить изображение с высокой разрешающей способностью. Телевидение используется для получения изображений Земли и ее облачного покрова, для наблюдения за состоянием космонавтов и выполняемой ими работой, для контроля работы научных приборов на КА, для передачи на Землю изображений космических объектов с орбитальных телескопов. Телевизионная техника позволила получить детальные изображения поверхности Луны и Марса, получить изображение облачного покрова Венеры. Телевизионные камеры, установленные на АМС с мягкой посадкой, позволили провести серию научных наблюдений на Луне.

В качестве датчиков изображения в современных космических телевизионных системах обычно применяются камеры с миниатюрны-

ми, специально для этих целей разработанными видиконами диаметром 12,7 и 25,4 *мм*. Они отличаются повышенной прочностью, имеют широкие температурные пределы работы. В видиконе применяется специальная фотопроводящая мишень с продолжительным временем хранения информации, рассчитанная на работу с большим периодом считывания.

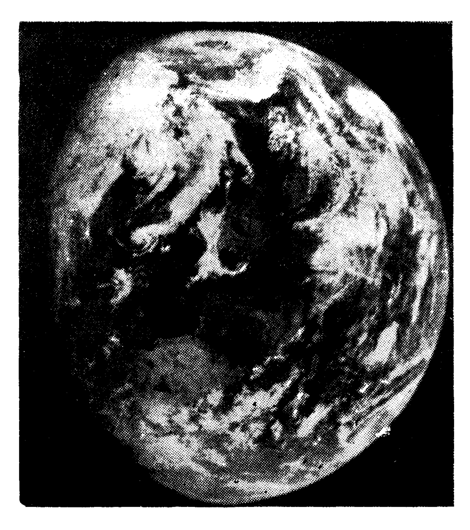


Рис. 25. Фототелевизионное изображение Земли со стационарной орбиты.

Общая площадь печатного монтажа схемы передающей камеры вместе с синхронизирующими генераторами составляет лишь 500 *см*^{2}, масса камеры с оптикой не превышает 1,8 *кг*. Высокая надежность устройства достигнута применением отрицательных обратных связей во всех критических схемах и применением полупроводниковых стабилитронов как для стабилизации напряжения, так и для блокировок. Общее потребление мощности камерой не превышает 8 *вт* [Л. 18].

Наиболее серьезная проблема при создании космических телевизионных систем состоит в значительном потреблении передатчиками мощности, необходимой для передачи широкополосного сигнала на большие расстояния. Эта мощность пропорциональна полосе частот передаваемого сигнала при условии поддержания заданного отношения сигнал/шум. Занимаемая сигналом полоса частот пропорциональна скорости изменения информации. Последняя может быть уменьшена замедлением развертки считывающего луча в камере. Дальнейшее уменьшение потребляемой мощности достигается устранением многократного дублирования кадров с одной и той же информацией, обычного для телевидения. Специфика космического телевидения состоит в том, что общая картина в кадре изменяется чрезвычайно медленно. Это позволяет отказаться от передачи непрерывной последовательности кадров и передавать лишь одиночные кадры по мере изменения общей передаваемой картины. Естественно, все это не относится к пилотируемым КА и некоторым системам контроля работы научных приборов. При высоте орбиты спутника порядка 600 *км* можно передавать кадры лишь один раз в 200 *сек*. Для спутника на стационарной орбите этот интервал может достигать нескольких часов.

В телевизионной камере, предназначенной для использования на КА, длительность развертки кадра составляет 2 *сек* вместо 1/30 *сек*. Это означает, что полоса частот передаваемого сигнала сужается до 62,5 *кгц*, а выигрыш в мощности только благодаря замедлению развертки достигает 60 раз.

Периодическая смена кадров на запоминающей мишени видикона осуществляется специальным автоматическим затвором, размещенным между объективом и видиконом. Стирание предыдущей записи и открывание затвора производятся по командам бортового программного устройства, синхронизированного времязадающим устройством спутника. Затвор периодически открывает доступ к видикону световым лучам на время 0,0015 *сек*.

Для автоматических межпланетных станций задача максимального сужения полосы частот имеет первостепенное значение. Передача узкополосного сигнала позволяет также существенно упростить необходимое радиотехническое оборудование АМС, в частности, осуществлять передачу изображения по узкополосному телеметрическому каналу. Поэтому в АМС, предназначенных для получения изображения поверхности планет с низкой орбиты, обычно используются фототелевизионные установки, в которых в качестве элемента памяти с практически неограниченным временем запоминания (что позволяет осуществлять многократное считывание) используется специальная фотопленка с высокой разрешающей способностью. Отсутствие ограничений на время запоминания изображения позволяет замедлить передачу изображения еще на два-три порядка [Л. 32].

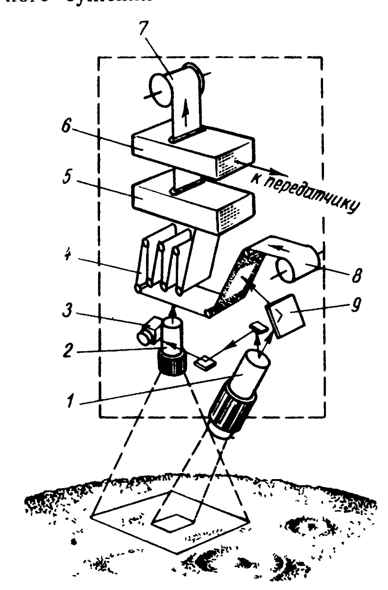


Рис. 26. Схема работы фототелевизионной установки АМС.

1 — узкоугольный объектив; *2* — широкоугольный объектив; *3* — датчик «высота—скорость»; *4* — фотопленка; *5* — проявочное устройство, *6* — телевизионное считывающее устройство; *7* — приемная катушка; *8* — подающая катушка; *9* — зеркало.

На рис. 26 показана схема фототелевизионной установки АМС «Лунар орбайтер», предназначенной для получения изображения лунной поверхности с высоты около 50 *км* в процессе полета по селеноцентрической орбите [Л. 20]. В установку входят две камеры. Фотокамера *1* предназначена для получения изображения с высокой разрешающей способностью (до 1 *м*) на площади размером 16,6×4,15 *км*. Фокусное расстояние этой камеры составляет 610 *мм*. Фотокамера *2* предназначена для получения общей картины поверхности Луны в таком масштабе, чтобы на ней можно было опознать видимые с Земли детали для привязки к карте Луны. Получаемое камерой *1* изображение находится в центре изображения, получаемого камерой *2*. Разрешающая способность камеры *2* составляет 8 *м*, а фокусное расстояние ее объектива 80 *мм*. Площадь кадра камеры *2* ограничивает на поверхности Луны участок 31,6×37,4 *км*.

Съемка обеими камерами производится одновременно на пленку

шириной 70 *мм*. Запас пленки на борту позволяет получить от каждой камеры 200 снимков.

Проходя через объектив камеры *2*, световой луч попадает непосредственно на пленку, экспонируя ее. Световой луч из объектива камеры *1* попадает на отведенную для него часть пленки через зеркальную систему *8*.

В связи с высокой разрешающей способностью изображения должны быть приняты специальные меры, предотвращающие смазывание изображения за время экспонирования из-за высокой скорости перемещения АМС. Для этого осуществляется контролируемое смещение пленки во время экспонирования в направлении, противоположном вектору скорости, по сигналам датчика «высота — скорость» *3*.

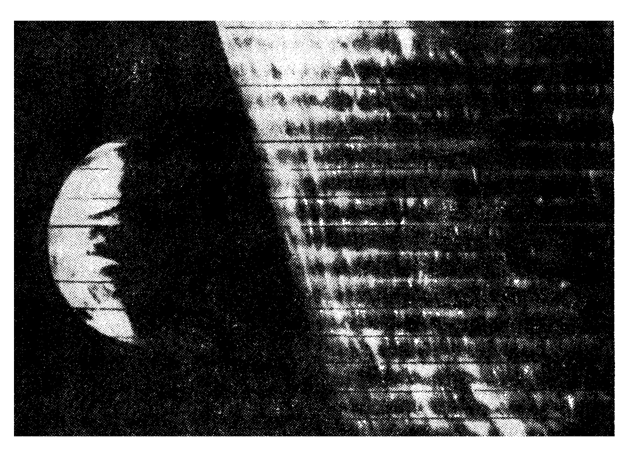


Рис. 27. Изображение Земли и лунной поверхности, полученнче от фототелевизионной системы.

Экспонированная пленка *4* протягивается в устройство обработки *5*, где она проявляется и сушится. Для проявления пленка прижимается к слою желатина, пропитанного проявочно-фиксирующим составом, а затем протягивается через впитывающие влагу подушки и сушится миниатюрным электронагревателем. Затем пленка с проявленным изображением поступает в считывающее устройство *6*.

Считывание изображения и преобразование его в видеосигнал осуществляется с помощью специальной электроннолучевой трубки. Трубка состоит из электронной пушки и экрана в виде барабана, покрытого слоем люминофора. Под действием электронного луча на экране возбуждается светящаяся точка. Схема телевизионной развертки осуществляет последовательную развертку электронного луча на экране, в результате которой светящаяся точка построчно обегает экран. Диаметр сфокусированного светового пятна составляет 5 *мкм*. Световое пятно за 20 *сек* осуществляет 17 000 построчных считываний, перекрывая за это время участок пленки шириной в 2,54 *мм* По окончании считывания такой полосы изображения производится протягивание пленки на следующий шаг размером 2,54 *мм* и сканирование следующей полосы изображения. Для раз-

вертки телевизионной системой одного полного кадра изображения необходимо 40 *мин.*

Световой поток, проникающий через расположенную против экрана фотопленку с элементами изображения, оказывается модулированным по яркости. Изменения яркости потока преобразуются фотоумножителем в видеосигналы изображения. Видеосигналы вместе с импульсами синхронизации поступают на передатчик.

На наземных станциях слежения по принятым сигналам построчно реконструируется изображение на экранах кинескопа. На рис. 27 приведена фотография первого изображения Земли, полученного с селеноцентрической орбиты от АМС, оборудованной такой фототелевизионной камерой. Эта фотография интересна тем, что вследствие несовершенства техники реконструирования изображения здесь отчетливо видны полосы считывания. В дальнейшем этот недостаток был устранен [Л. 19].

На АМС с мягкой посадкой и пилотируемых КК используются обычно стандартные миниатюрные телевизионные камеры черно-белого телевидения, в которых предусмотрена возможность проведения замедленной съемки с низкой частотой кадров, например до 10 *кадров/сек.*

И, наконец, для передачи изображений с трассы полета к Луне пилотируемых КК и с поверхности Луны использовалась цветная система телевидения, обеспечивающая явные преимущества перед черно-белым телевидением как в научном, так и в чисто эстетическом плане. Трудности применения цветного телевидения в программе лунной экспедиции заключались в том, что масса, потребляемая мощность и размеры цветных телевизионных камер превышали допустимые. Принципиальную трудность представляло также получение цветного изображения в условиях низкой освещенности, характерных для некоторых участков полета, если в телевизионной камере использовать принятый в настоящее время в цветном коммерческом телевидении принцип одновременной передачи составляющих цветного изображения.

Телевизионная камера цветного телевидения лунной экспедиции работала по принципу последовательной передачи цветов изображения, что позволило решить перечисленные проблемы. В основу положена модифицированная камера черно-белого телевидения, в которой между объективом с переменным фокусным расстоянием и передающей трубкой установлен вращающийся диск с шестью чередующимися сегментами-фильтрами, соответствующими красному, синему и зеленому цветам изображения. Скорость вращения диска синхронизована с кадровой частотой и составляет 60 *об/сек.* В результате вращения диска на фотокатод трубки поступают последовательно сменяющиеся изображения, прошедшие через разные фильтры. При смене фильтра подается специальный синхронизирующий сигнал, позволяющий разделять цветоотделенные изображения на приемном конце телевизионной линии.

Пройдя фильтры, световой сигнал попадает на фотокатод передающей трубки со вторичной электронной эмиссией. Выбиваемые из фотокатода под действием света электроны ускоряются и бомбардируют мишень трубки, представляющую собой очень тонкую алюминиевую пластинку, на поверхность которой нанесены пленки окиси алюминия и хлористого калия. В результате выхода из пленки хлористого калия под действием бомбардировки вторичных электронов на ней формируется потенциальный рельеф, соответствующий рас-

пределению яркостей в цветоделенном изображении, проектируемом на экран.

Вследствие очень высокого электрического сопротивления этой пленки потенциальный рельеф может сохраняться достаточно долго вплоть до его считывания развертывающим лучом. Луч фокусируется электростатической системой, отклонение осуществляется магнитной системой. Отрицательные заряды электронного луча компенсируют положительный потенциал соответствующих элементов потенциального рельефа, а величина тока луча пропорциональна положительному потенциалу элемента. На выходе трубки ток луча преобразуется в видеосигнал, который усиливается и поступает на передатчик мощностью 20 *вт*.

Масса телевизионной камеры всего 6,8 *кг*. Для удобства работы камера снабжена двумя сменными ручками, в которых заделан кабель, связывающий камеру с аппаратурой лунной ступени. Один из кабелей предназначен для работы с камерой внутри лунного модуля, его длина 3,6 *м*; второй кабель длиной 30 *м* предназначен для репортажей с поверхности Луны.

Для контроля изображения в процессе репортажа используется миниатюрный монитор с размером экрана черно-белого индикатора 5×5 *см* Масса монитора 1,8 *кг*, потребляемая им мощность 3 *вт*. Монитор монтируется на камере или около нее и соединяется с ней специальным кабелем.

При передаче частота съемки составляет 30 *кадров/сек* при развертке изображения в 525 строк. Полоса пропускания цветной телевизионной камеры составляет всего 2 *Мгц* [Л. 21].

АППАРАТУРА ДЛЯ НАКОПЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ

На борту каждого КА в процессе его работы накапливается большое количество информации различного характера: научной информации от исследовательских приборов, телевизионной информации, данных о работе различных систем аппарата и пр. Для экономии электроэнергии и ресурса аппаратуры КА, обеспечения помехозащищенности каналов связи, а также в силу особенностей наблюдаемости многих КА, особенно орбитальных, передача информации на наземные станции слежения осуществляется эпизодически, обычно по запросу этих станций. В остальное время, когда КА находится вне видимости станций слежения, получаемая на борту информация поступает в запоминающие устройства.

Полное признание для целей накопления информации на исследовательских КА получила система записи данных на магнитную ленту, полностью отвечающая комплексу самых противоречивых требований к бортовой аппаратуре КА. Такие системы широко применяются, в частности, на орбитальных спутниках Земли.

После вывода спутника на орбиту по команде с наземной станции слежения бортовая аппаратура включается в режим накопления и запоминания получаемой от исследовательских приборов научной информации. Когда спутник, завершая оборот (или несколько оборотов) на орбите, вновь появляется в зоне уверенного приема станции слежения, по команде с последней бортовая аппаратура переключается в режим считывания накопленной информации и передачи ее на наземную станцию.

Для спутников, находящихся на околоземных орбитах, время накопления информации составляет от орбитального периода до половины суток в зависимости от вида орбиты, ее наклонения и высот. Время же воспроизведения информации и передачи ее на Землю обычно не превышает 5—10 *мин.* В течение этого времени спутник находится в пределах зоны видимости наземной станции. Таким образом, скорость считывания информации превышает скорость ее накопления во много десятков раз.

Например, в аппаратуре магнитной записи информации об излучении Солнца одного из спутников полоса частот записываемого сигнала лежит в пределах 100—1 300 *гц.* Скорость протяжки магнитной ленты при записи составляет 19 *мм/сек.* В режиме ускоренного воспроизведения информации скорость перемещения ленты равна 350 *мм/сек*, в результате чего происходит сдвиг полосы воспроизводимых частот (в диапазоне от 1,8 до 24 *кгц*).

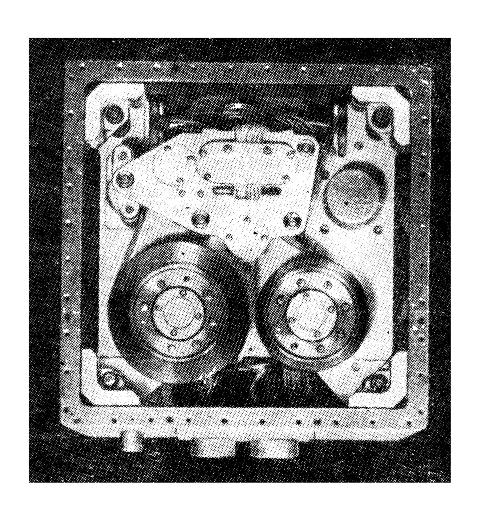


Рис. 28. Внешний вид бортового магнитного устройства памяти.

Особенности работы на борту КА наложили отпечаток на конструкцию устройства магнитной записи данных. Устройство на протяжении всего времени эксплуатации работает без обслуживания. В процессе вывода КА на орбиту, при проведении коррекций орбиты, прибор подвергается значительным перегрузкам и вибрациям. Поэтому особые требования предъявляются к прочности механической и надежности электронной частей устройства магнитной записи данных, а также к прочности носителя информации — магнитной ленты. Конструкция должна обладать жесткостью, достаточной для нормальной работы после воздействия значительных ударных и вибрационных перегрузок. Кроме того, конструкция должна обладать минимальной массой и объемом.

В конструкции механизма широко применяются детали из магниевых и алюминиевых сплавов, в качестве эластичных материалов используются неопрен и капрон. Чрезвычайно прочную, не подверженную вытягиванию или пересыханию ферромагнитную ленту изготовляют на основе особо стойкой майларовой пленки. Такая аппаратура устанавливается не только на исследовательских, но и на метеорологических, навигационных и связных спутниках, на АМС и КК. В качестве примера на рис. 28 приведен внешний вид магнитного запоминающего устройства, устанавливаемого на АМС, предназначенных для исследования Марса [Л. 24]. Лентопротяжный механизм устройства имеет в принципе обычную схему. Для уве-

личения количества накапливаемой информации используется многоканальное накопление — на восьми дорожках.

В бортовой аппаратуре КА широко применяются устройства магнитной записи с «бесконечной лентой». В таких устройствах конец магнитной ленты соединен с ее началом, а механизм протяжки выполнен таким образом, что обеспечивается непрерывная протяжка ленты в одну сторону за время работы запоминающего устройства. На рис. 29 приведен пример конструкции такого лентопротяжного механизма, предназначенного для протягивания 400 *м* ферромагнитной ленты [Л. 36]. Преимуществами системы с «бесконечной лентой» является чрезвычайная простота механизма, отсут-

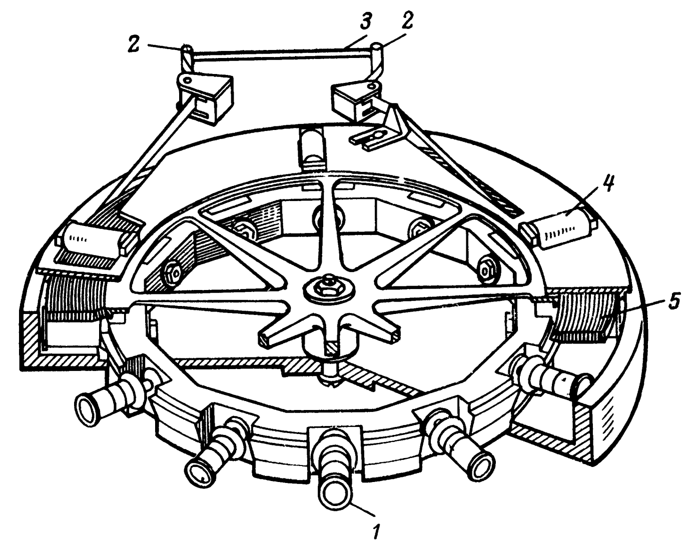


Рис. 29. Устройство лентопротяжного механизма с «бесконечной» лентой.

1 — поддерживающие ролики; *2* — ведущий вал; *3* — ферромагнитная лента; *4* — фиксирующие ролики; *5* — катушка ленты.

ствие специальных устройств: мотора, направляющих, коммутатора, которые обеспечивают обычно обратную перемотку ленты. Упрощение механизма способствует повышению надежности и увеличению срока службы устройства. Значительно упрощается также обработка информации, полученной от такого накопителя. Это объясняется тем, что в запоминающих устройствах с перемоткой ленты обычно считывание информации для ее передачи на Землю производится в периоды перемотки и считанная информация расположена в силу этого в обратном порядке. Применение устройств с «бесконечной лентой» позволяет упростить обработку информации, так как считывание здесь производится в том же направлении, что и запись.

В связи с особым значением телевидения для космических исследований важен вопрос о возможностях хранения телевизионной информации на борту КА. Телевизионное изображение отличается высокой информативностью, что требует весьма большой емкости запоминающих устройств. В то же время особенность космического телевидения, заключающаяся в чрезвычайно медленном изменении картины объекта наблюдения, позволяет принять новые решения, принципиально отличающие запоминающие устройства телевизионных систем от других устройств накопления информации на борту КА.

В частности, низкий темп поступления информации (обычно составляющий один кадр за много минут или часов) позволил использовать для хранения полученной в кадре информации устройства однократного накопления, емкость памяти которых восстанавливается лишь после считывания заложенной в память информации. Таким устройством является, например, разработанный специально для метеорологических спутников видикон с накоплением. В нем использован принцип электростатического накопления, заключающийся в преобразовании оптического изображения в потенциальный рельеф (поле электрических зарядов) на специальной диэлектрической мишени. Потенциальный рельеф сохраняется в течение длительного времени и разрушается лишь в процессе считывания или специальным стирающим лучом. Возможность замедленного построчного считывания преобразованного таким образом изображения позволяет осуществлять передачу телевизионной информации по узкополосному каналу связи без потерь.

Цикл считывания накопленного потенциального рельефа путем построчной последовательной развертки мишени считывающим электронным лучом длится 200 *сек*, причем информация считывается со скоростью 4 строки в секунду.

Для контроля и калибровки устройства накопления информации используется шкала уровней серого тона, которая проектируется со специальной маски на часть мишени. Для этого при каждом срабатывании затвора телевизионной камеры включается импульсная лампа, засвечивающая маску.

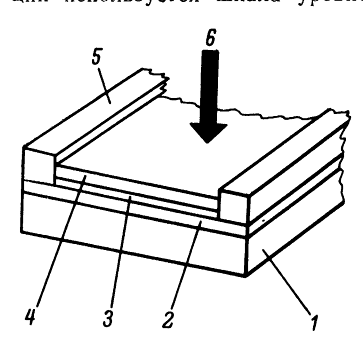


Рис. 30. Структура ленты для электростатического накопления информации.

1 — нейлоновая основа; *2* — проводящий слой; *3* — фотоэлектронный слой; *4* — диэлектрик; *5* — проводящие полоски; *6* — направление светового потока и электронного луча.

Разработана система электростатического накопления информации, позволяющая осуществить запоминание нескольких кадров телевизионной информации [Л. 36]. Накопительным элементом здесь служит гибкая лента, покрытая материалом, допускающим образование и сохранение потенциального рельефа. Процесс записи состоит в экспонировании ленты через специальный объектив при открытии затвора. Для преобразования фотоэлектрического «изображения» в устойчивый потенциальный рельеф производится по-

следовательное облучение экспонированного участка ленты электронным лучом, сформированным электронной пушкой. В результате на каждом элементе кадра формируется элементарный заряд, пропорциональный количеству света, упавшего на этот элемент. Экспонированию и «электронному проявлению» подвергается та сторона ленты, на которую нанесен диэлектрический слой. По окончании экспонирования лента перемещается с помощью лентопротяжного механизма, подобного механизму магнитофона.

Для считывания информации часть ленты с кадром «изображения» помещается в такое положение, при котором она может облучаться считывающим лучом. При сканировании ленты ток считывающего луча модулируется в соответствии с распределением элементарных зарядов вдоль строки.

В описываемом устройстве накопления используется лента шириной 35 *мм* и длиной до 15 *м*. Структура этой специальной многослойной ленты показана на рис. 30. На нейлоновую основу *1* положен методом вакуумного напыления проводящий *2* слой толщиной 0,01 *мкм*, служащий выводом мишени. Затем нанесен фотоэлектронный слой, образованный трехсернистой сурьмой *3*. И, наконец, сверху помещен чрезвычайно тонкий (всего 0,6 *мкм*) слой полистирена, служащий диэлектриком этой накопительной системы.

Подобное электростатическое накопительное устройство имеет следующие положительные стороны: разрешающая способность сравнима с лучшими телевизионными передающими трубками (составляет 1 200—1 500 линий в используемых устройствах и позволяет достичь 2 500 линий), высокая чувствительность, возможность замедленного считывания.

Описываемое устройство позволяет накопить комплект телевизионных изображений Земли с разрешающей способностью по поверхности до 0,4 *км* для двух полных оборотов спутника на орбите [Л. 36].

КОМПОНОВКА ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИХ СПУТНИКОВ

Исследовательские космические аппараты несут на себе комплекс датчиков научной информации, устройства преобразования и обработки сигналов датчиков, многоканальную телеметрическую систему для передачи на Землю данных измерений и сведений о работе агрегатов на борту КА, аппаратуру ориентации и стабилизации КА, приемную аппаратуру и исполнительные механизмы командной системы, программно-временное устройство, вырабатывающее команды для автономной работы различных систем КА, химические или ядерные источники бортового питания и солнечные батареи, являющиеся обычно основным источником электроэнергии на борту КА.

Компоновка радиоэлектронного оборудования на борту КА определяется как особенностями использования установленных на нем приборов и датчиков, так и требованиями, связанными с обеспечением нормального функционирования КА. Например, для облегчения требований к микродвигателям ориентации и стабилизации наиболее тяжелые элементы радиоэлектронного оборудования (обычно в их число входят аккумуляторы, блоки обработки информации, приемопередающие устройства и т. п.) располагаются компактной группой вблизи центра масс КА в плоскости его собственного вращения.

Датчики системы ориентации размещают обычно на внешних выступающих частях конструкции КА, чтобы избежать затенения их элементами конструкции. Кроме того, эти датчики устанавливают таким образом, чтобы при «захвате» ими опорного направления конструкция КА оказалась ориентированной должным образом в пространстве.

Панели с солнечными элементами располагают таким образом, чтобы они максимально возможное время были ориентированы на Солнце. Если КА подвержен собственному вращению, т. е. не

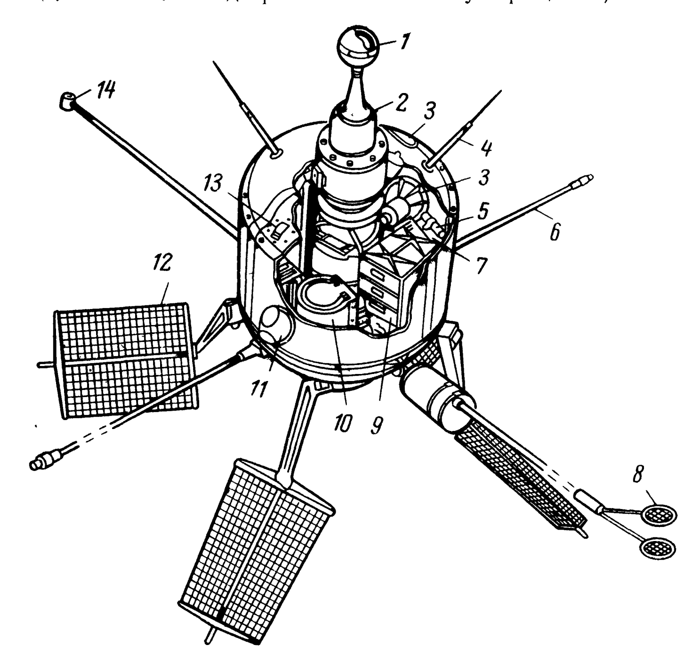


Рис. 31. Схема компоновки спутника, предназначенного для исследования верхней атмосферы.

1 — масс-спектрометр ионов; *2* — черенковский счетчик; *3* — детектор коротковолнового радиоизлучения водорода; *4* — антенна; *5* — временное устройство; *6* — стержень для балансировки; *7* — аккумуляторные батареи; *8* — датчик электронной плотности; *9* — аппаратурный контейнер; *10* — устройство записи данных; *11* — солнечный датчик; *12* — панель с солнечными элементами; *13* — счетчик рентгеновского излучения; *14* — прибор для измерения электронной температуры.

ориентирован постоянно относительно Солнца, то солнечные элементы наклеиваются непосредственно на боковые плоскости или элементы конструкции КА, которые за счет вращения КА периодически обращаются к Солнцу. Если положение КА относительно Солнца изменяется медленно, то обычно используют разворачиваемые панели с солнечными элементами, которые имеют свои системы солнечной ориентации. Ориентация этих панелей на Солнце сохра-

няется независимо от ориентации КА. Ориентированные панели используют обычно на межпланетных автоматических станциях и спутниках с постоянной ориентацией на Землю.

Конструкция КА вносит возмущения в космическую среду, искажая ее физические свойства в окрестностях КА. Поэтому для исследования физических свойств невозмущенной среды некоторые датчики приходится выносить возможно дальше от конструкции с помощью складывающихся или телескопических штанг. Это относится, например, к датчикам магнитного поля, электронной концентрации и т. п.

На рис. 31 приведена схема компоновки спутника, предназначенного для исследования свойств верхней атмосферы и околоземного пространства [Л. 32]. В нижней части конструкции спутника укреплены четыре панели с солнечными элементами, расположенные симметрично относительно оси вращения спутника. Панели с солнечными элементами разворачиваются после вывода спутника на орбиту и ориентируются на Солнце. Здесь же укреплены четыре штанги. На одной из них расположены пластины датчика электронной концентрации, а на противоположной — датчик ионной температуры. Остальные две штанги служат для балансировки спутника. На стенке цилиндрического кожуха спутника под обтекателем смонтирован датчик Солнца для системы ориентации. На верхней части кожуха установлены три детектора коротковолнового излучения водорода и два пропорциональных счетчика рентгеновских лучей в диапазоне 3—12 Å. Здесь же укреплены четыре штыревые антенны командно-телеметрической линии связи.

В центральной части кожуха расположен цилиндр, в котором находятся электронные устройства обработки данных. Выше него на конической опоре укреплен масс-спектрометр. Электронное устройство обработки сигнала масс-спектрометра расположено внутри конической опоры.

Вся аппаратура для измерения космического излучения расположена по оси вращения спутника в передней его части. Сфера датчика космического излучения, построенного по принципу детектирования черенковского свечения в материале сферы, вынесена на наружную поверхность кожуха спутника. Поэтому тяжелые космические ядра могут проникать в нее практически в пределах всей передней полусферы, внутренняя поверхность которой находится в поле зрения фотоумножителя. Задняя полусфера датчика экранируется конструкцией спутника. Благодаря размещению датчика по оси вращения спутника достигается неизменность направления приема космических лучей при вращении спутника.

В некоторых случаях требования к компоновке радиоэлектронной аппаратуры на КА подчиняются исключительно основной задаче КА. Так, например, чрезвычайно перспективная орбитальная астрономическая обсерватория, являющаяся фактически выведенным в космос электроннооптическим телескопом, компонуется, исходя из интересов работы телескопа. Основу радиоэлектронного оборудования обсерватории составляют различные приемники лучистой энергии, концентрируемой телескопом, расположенные в фокальной плоскости оптической системы (автоматическая фоторегистрирующая, телевизионная камера, спектрограф, фотометр), устройства обработки и преобразования их сигналов, система командного управления переключением приемников лучистой энергии, система наведения телескопа.

На рис. 32 приведен пример конструкции космического телескопа, характерный для компоновки орбитальной обсерватории [Л. 45]. Конструктивная схема такой малой орбитальной обсерватории завершается каркасом, на котором расположены панели солнечных элементов, антенны командно-телеметрической линии связи, управляющие реактивные сопла и датчики системы ориентации и наведения телескопа (рис. 33) [Л. 44].

Основу малой орбитальной обсерватории составляет телескоп с оптической системой Кассегрейна, первичное зеркало которого 5 имеет диаметр 30 *см* (рис. 32). При длине волны 1 200 Å разрешающая способность телескопа составляет 0,1 угловой секунды.

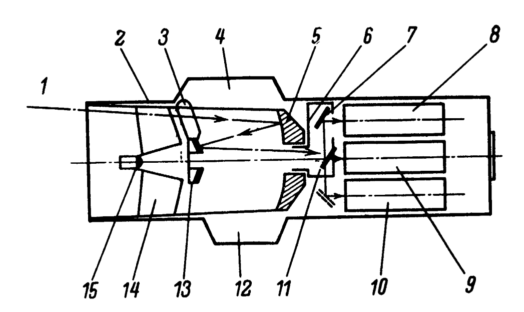


Рис. 32. Конструкция космического телескопа.

1 — направление светового луча; *2* — кожух; *3* — кронштейны вторичного зеркала; *4* — кожух вторичного зеркала; *5* — первичное зеркало; *6* — перископическая насадка; *7* — зеркало, *8* — спектрограф; *9* — фотокамера; *10* — телевизионная камера; *11* — зеркало, *12* — электронная аппаратура; *13* — вторичное зеркало широкоугольного объектива, *14* — направляющие вторичного зеркала; *15* — вторичное зеркало длиннофокусного объектива.

Командным переключением вторичных зеркал можно получить два значения фокусного расстояния. Введением в луч вторичного зеркала *13* обеспечивается фокусное расстояние примерно 0,65 *м*; при использовании вторичного зеркала *15* фокусное расстояние равно 2,88 *м*. Световой луч *1*, пройдя оптическую систему, выводится через центральное отверстие в первичном зеркале на вращающуюся перископическую насадку *6* и, отражаясь в зеркалах *11* и *7*, расположенных с наклоном 45°, попадает на один из приемников лучистой энергии, к которому в данный момент обращено зеркало *7*. При вертикальном положении насадки луч попадает на спектрограф *8* или на телевизионную камеру *10*. При горизонтальном положении перископической насадки, когда зеркала *11* и *7* перпендикулярны горизонтальной плоскости, луч проходит на фотокамеру *3* или широкополосный одноканальный фотометр, который не виден на рисунке, так как он расположен в горизонтальной плоскости за фотокамерой. Таким образом, управляемая по командной радиолинии или от программно-временного устройства КА перископическая насадка обеспечивает подключение к телескопу необходимого приемника лучистой энергии.

Спектральный диапазон орбитальной обсерватории лежит в ультрафиолетовой области (1 000—3 000 Å), недоступной для наблюдения с Земли из-за сильного поглощения ультрафиолетового

излучения атмосферой. Возможность использования длительных экспозиций позволяет наблюдать звезды до 22—23-го порядка звездной величины. Надежность оборудования обсерватории позволяет использовать ее без обслуживания в течение 2 лет.

Возможности таких орбитальных обсерваторий характеризует тот факт, что в настоящее время проектируется сборка на орбите телескопов с апертурой первичного зеркала до 3 *м*. Такой телескоп обеспечивает угловое разрешение до 0,01 угловой секунды в ультрафиолетовой части спектра (1 000 Å). Для проведения профилактических работ, ремонта аппаратуры, смены запаса фотопленки и кассет с магнитной записью научной информации приборный отсек

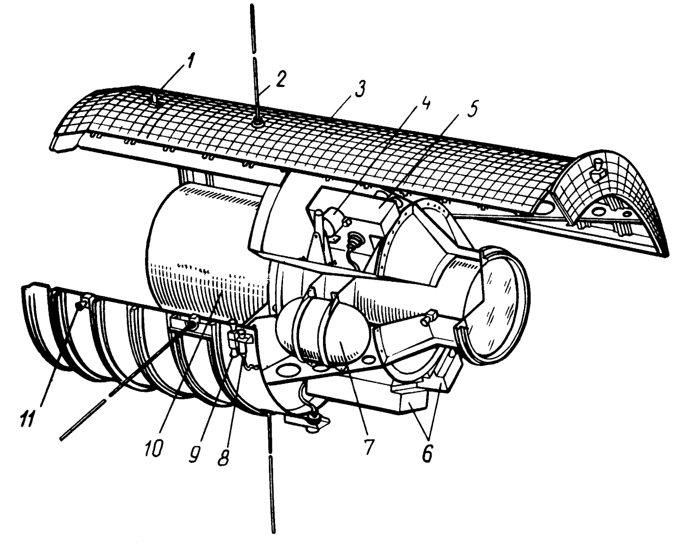


Рис. 33 Схематическое изображение малого астрономического спутника.

1 — реактивное сопло; *2* — антенна телеметрической системы; *3* — солнечные элементы; *4* — солнечный датчик системы точной ориентации; *5*, *6* — блоки электронного оборудования; *7* — баллон с газом для управляющих реактивных сопл; *8* — реактивные сопла для замедления скорости вращения; *9* — реактивные сопла для управления по крену; *10* — телескоп; *11* — реактивное сопло для управления по курсу

обсерватории, где сосредоточены приемники излучения и обрабатывающая аппаратура, оборудован радиотехнической системой автоматической стыковки КА, причальным устройством и шлюзовой камерой, допускающими подход и швартовку пилотируемого КА и доступ космонавтов в приборный отсек. Такая космическая обсерватория может быть пристыкована к орбитальной обитаемой станции. Несмотря на столь значительные отличия по рабочим характеристикам и возможностям, принципы компоновки тяжелой орбитальной обсерватории полностью совпадают с принципами, положенными в основу проектирования малой орбитальной обсерватории [Л. 44].

Глава третья

ОБОРУДОВАНИЕ АВТОМАТИЧЕСКИХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ

ЗАДАЧИ АВТОМАТИЧЕСКИХ МЕЖПЛАНЕТНЫХ СТАНЦИЙ

Исследование физических условий на поверхности планет солнечной системы и в околопланетном пространстве, знание которых необходимо человечеству для понимания происхождения и природы Земли и солнечной системы, осуществляется с помощью КА, оборудованных полностью автоматизированной аппаратурой для измерений и исследований, которые выводятся в космическое пространство вне сферы притяжения Земли. В задачи таких космических аппаратов, называемых обычно автоматическими межпланетными станциями (АМС), входит получение комплекса физико-химических характеристик планет и околопланетного пространства, позволяющих сделать предварительные выводы о возможности или целесообразности высадки космонавтов на эту планету в будущем с целью детального ее исследования. При положительных результатах с помощью АМС производится исследование поверхности планеты для определения районов, представляющих наибольший интерес для экспедиции, а также изучается поверхность планеты с целью выбора мест, пригодных для посадки пилотируемого космического корабля. Такая процедура была использована при подготовке высадки космонавтов на Луну.

Если по тем или иным причинам высадка космонавтов на поверхность планеты невозможна или нецелесообразна, то АМС являются единственным средством для детального исследования этой планеты.

Научная аппаратура АМС может быть рассчитана на исследование планеты, а также зондирование пространства в ее окрестностях «на пролете», когда траектория АМС проходит вблизи планеты. Возможно исследование поверхности планеты и прилежащего к ней пространства с охватывающей планету орбиты, на которую выводится АМС, становящаяся спутником этой планеты. Возможно также сквозное зондирование прилежащего к планете пространства вплоть до столкновения КА с поверхностью планеты при осуществлении «жесткой» посадки. И, наконец, детальные исследования осуществляются при использовании АМС с «мягкой» посадкой. Под «мягкой» подразумевается такая посадка, при осуществлении которой в момент касания поверхности планеты космическим аппаратом его посадочная скорость близка к нулю.

Основной состав научной аппаратуры при использовании перечисленных методов исследования планет отличается незначительно. В зависимости от метода варьируются обычно лишь динамический диапазон работы приборов и точность измерения параметров исследуемых явлений. Исключение составляет метод исследования планет с помощью АМС, осуществляющих «мягкую» посадку. «Мягкая» посадка открывает огромные возможности для всестороннего, длительного и регулярного исследования практически всех интересующих науку свойств планеты. В связи с этими возможностями увеличивается разнообразие научных приборов и различных вспомогательных устройств с автономным или дистанционным командным управлением, которыми оборудуются такие АМС. В связи с большими трудностями осуществления «мягкой» посадки по командной системе, особенно для удаленных планет, большинство операций на участках сближения и посадки осуществляется автоматически по заложенной программе на основании результатов работы большого количества сложной бортовой радиотехнической аппаратуры, решающей задачи навигации и наведения.

По этим причинам АМС с «мягкой» посадкой отличаются большой насыщенностью радиоэлектронными средствами и разнообразием областей применения радиотехнических устройств.

АВТОМАТИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СТАНЦИИ С МЯГКОЙ ПОСАДКОЙ

Характерные особенности радиоэлектронного оборудования АМС с «мягкой» посадкой можно показать на примере автоматической межпланетной станции типа «Сервейер», использовавшейся для получения научных данных об условиях на поверхности Луны. Станции такого типа принято называть АЛС — автоматическая лунная станция.

В задачи этой АЛС входило определение физических условий в непосредственной близости от поверхности Луны, определение свойств лунной почвы и химического состава лунного грунта на различной глубине от поверхности, определение внешних характеристик пород на поверхности Луны, обзор и передача на Землю изображения лунной поверхности в районе посадки.

Все операции, выполняемые АЛС, начиная с корректирования баланса вертикальной и горизонтальной составляющих скорости при сближении с Луной, разворачивания, установки и включения аппаратуры АЛС на Луне и кончая бурением скважины для взятия проб породы с различной глубины и проведением анализа частиц породы с целью определения ее химического состава, проводятся по сигналам командной или программной систем.

Один из вариантов конструкции АЛС показан на рис. 34. Насыщенность АЛС радиоэлектронным оборудованием иллюстрирует длинный список приборов, приведенный в подписи к рисунку. Большое значение придается возможности визуального исследования условий вокруг АЛС, наблюдения за работой агрегатов АЛС, проведению визуального анализа лунного грунта для определения его физических характеристик, а также некоторым астрономическим наблюдениям с помощью системы телевизионных устройств станции [Л. 32].

В состав АЛС может быть введено до четырех телевизионных установок. Три из них предназначены для передачи на Землю изо-

бражения лунной поверхности вокруг АЛС, а четвертая — для контроля работы манипулятора станции. Панорамные камеры расположены таким образом, что после посадки АЛС и соответствующей ее установки каждая из них обеспечивает секторный обзор поверхности так, что при одновременной работе трех камер можно видеть всю панораму вокруг АЛС в горизонтальной плоскости. В вертикальной плоскости каждая телевизионная установка обес-

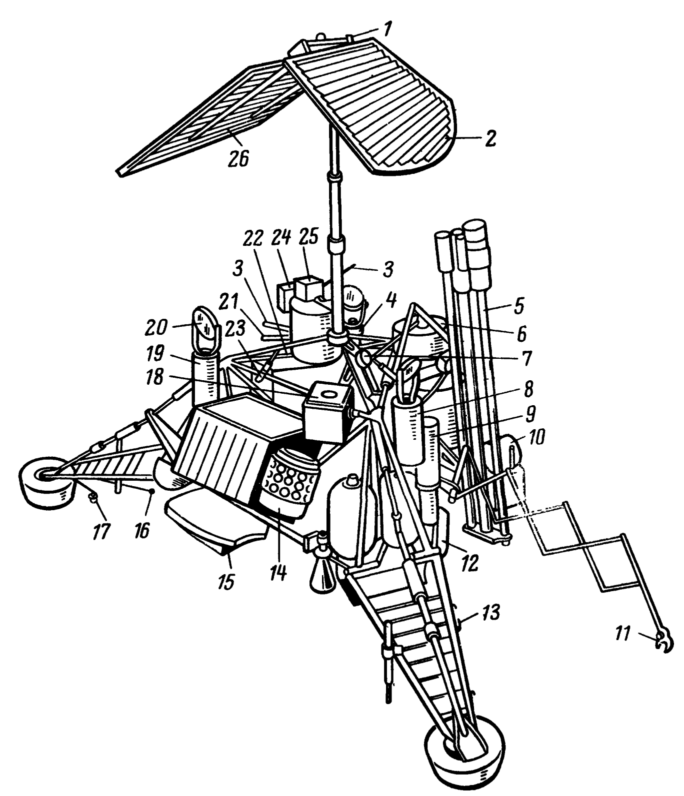


Рис. 34. Автоматическая лунная станция.

1 — солнечный датчик, *2* — панель с солнечными элементами; *3* — всенаправленная антенна; *4* — телевизионная камера; *5* — зонд для изучения подпочвенного слоя; *6* — прибор для изучения магнитных свойств породы; *7* — магнитометр; *8* и *9* — телевизионные камеры; *10* — приборы для анализа образцов породы; *11* — устройство для взятия породы; *12* — приборы для измерения температуры у поверхности; *13* — прибор для определения прочности лунного грунта; *14* — ядерная энергетическая установка; *15* — антенна допплеровского радиолокатора; *16* — «снаряд» с акселерометром; *17* — устройство для измерения скорости звука в лунных породах; *18* — прибор для определения энергетического спектра потока космических частиц, *19* — телевизионная камера; *20* — зеркало телевизионной камеры; *21* — устройство для измерения скорости звука в породе; *22* — телескоп; *23* — зеркало телескопа; *24* — приборы для определения давления атмосферы и ее газового состава; *25* — сейсмометр; *26* — антенна для связи с Землей.

печивает обзор в пределах угла 65°. Две установки могут быть развернуты так, что обе будут направлены в одну сторону. Одновременное наблюдение одного и того же участка или объекта двумя камерами позволяет получить стереоскопическое изображение, что очень важно для установления истинных масштабов наблюдаемых объектов и для проведения измерений дальности. С помощью телевизионных установок осуществляются фотометрические, колориметрические и поляриметрические исследования.

Устройство телевизионной установки АЛС приведено на рис. 35. Развертка изображения осуществляется в 200 или 600 строк. Сигналы изображения с четкостью 200 строк передаются через всенаправленную антенну. Такой режим работы используется при проверках функционирования аппаратуры после осуществления посадки, а также в случае выхода из строя остронаправленной антенны. Сигналы изображения с разложением в 600 строк передаются остронаправленной антенной. Когда объектив камеры сфокусирован на предмете, отстоящем от нее на 4 *м*, разрешающая способность изображения составляет для двух возможных значений фокусного расстояния 4,1 и 0,2 *мм* [Л. 38].

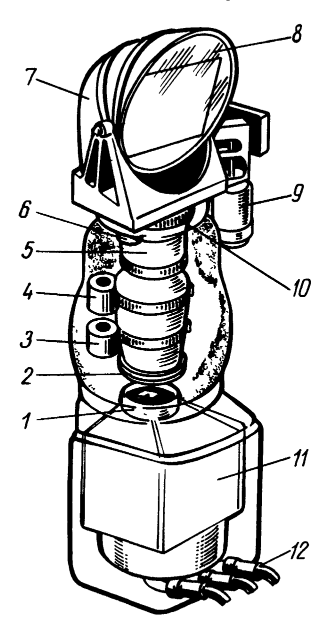


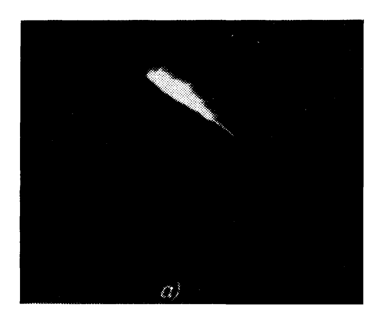
Рис. 35. Обзорное телевизионное устройство АЛС.

1 — видикон; *2* — затвор; *3* — потенциометр диафрагмы; *4* — потенциометр фокусного расстояния; *5* — объектив с переменным фокусным расстоянием; *6* — мотор установки зеркала по азимуту; *7* — козырек; *8* — зеркало; *9* — мотор установки зеркала по углу места; *10* — турель со сменными светофильтрами, *11* — радиоэлектронные устройства; *12* — кабели.

Наводка на резкость и диафрагма регулируются по командам микродвигателем, причем информация об их положении, получаемая с потенциометров *3* и *4*, используется при расшифровке изображений для определения дальности и условий освещенности. Перед объективом установлена турель с четырьмя светофильтрами. Два из этих сменных светофильтров поляризационные, они предназначены для исследования поляризационных свойств лунной породы. Два других светофильтра цветные. Изменение соотношения интенсивностей воспроизведения деталей лунной поверхности при смене этих светофильтров с известными спектральными характеристиками позволяет сделать соответствующие выводы о цветовых характеристиках лунных пород.

Телевизионные камеры установлены на АЛС неподвижно, их объективы направлены вверх. Для осуществления обзора используется вращающаяся головка с зеркалом, установленным над объективом камеры с углом наклона около 45° к горизонтали. Через это зеркало изображение лунной поверхности, лежащее примерно в горизонтальной плоскости, отражается на оптическую систему камеры.

Микродвигателем *6* головка с зеркалом вращается в горизонтальной плоскости, осуществляя обзор поверхности; микродвигателем *9* зеркало вместе с защитным козырьком *7* прокачивается в вертикальной плоскости, что позволяет наблюдать как детали поверхности, находящиеся около опор АЛС, так и удаленные детали, горизонт Луны и лунное небо. Последняя возможность использовалась, в частности, для наблюдений Земли, а также для получения уникального изображения солнечной короны.



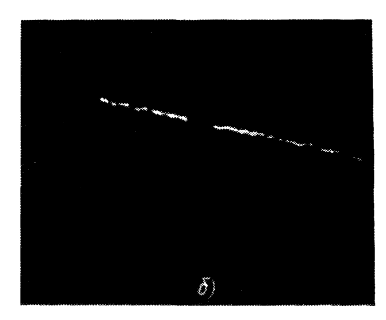


Рис. 36. Фотографии, полученные с телевизионной системы АЛС. *а* — солнечная корона; *б* — лунная «заря».

Управление углами установки зеркал, наводка на резкость, смена фокусного расстояния объективов, изменение режимов работы телевизионных камер осуществляются по командной радиолинии с Земли, а также сигналами программного устройства.

Результаты работы телевизионных камер на борту АЛС показали огромные возможности визуальных методов исследования. На рис. 36 приведены несколько интересных фотографий, полученных от телевизионной системы АЛС. На рис. 42,*а* показано полученное одной из АЛС изображение солнечной короны, представляющее огромный интерес для изучения Солнца. Для того чтобы представить себе истинные масштабы короны, на фотографии в нижнем левом углу нанесено изображение Солнца, показывающее его относительные размеры, и положение за горизонтом в момент съемки. Это изображение получено путем съемки лунного горизонта после захода Солнца за горизонт на расстояние до 20 солнечных диаметров (в угловом измерении). На рис. 42,*б* показано изображение горизонта Луны через 90 *мин*

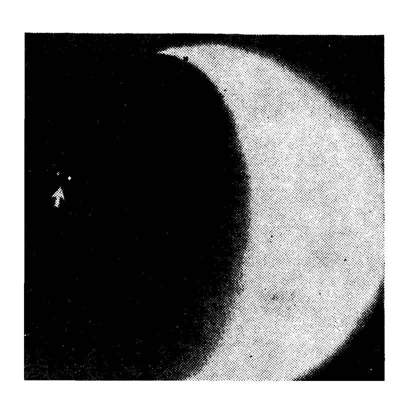


Рис. 37. Фотография Земли с двумя лучами лазера на теневой стороне.

после захода Солнца. Это изображение является одной из загадок, которые поставила Луна перед учеными. Известно, что в силу отсутствия атмосферы на Луне там не может быть зорь. Первая предложенная гипотеза объясняет свечение горизонта отражением солнечных лучей от лунной пыли, поднятой бомбардирующими Луну микрометеорами [Л. 58].

На фотографии рис. 37 приведено изображение Земли, полученное с помощью телевизионной камеры АЛМ, при четкости 200 строк. На теневой стороне Земли отчетливо видны две светлые точки (указаны стрелкой), источниками которых являются два лазера, лучи которых направлены на Луну. На поверхности Луны лазеры высвечивают круг диаметром около 30 *км*. Этот эксперимент входил в программу отработки возможности осуществления оптической связи между Землей и Луной [Л. 39].

Области исследования с помощью телевизионных камер весьма многообразны. Например, для оценки содержания железа в лунном грунте на опоре АЛС закрепляется магнитный стержень рядом с контрольным стержнем из немагнитного материала. Манипулятор АЛС подгребает к опоре породу. При наличии железа частицы породы прилипают к магнитному стержню. В процессе эксперимента, заключающегося в подъеме АЛС над поверхностью за счет тяги двигателя и перемещении ее на другое место, с помощью телевизионной камеры производится наблюдение «бороды», прилипшей к магнитному стержню, измерение ее размеров и определение величины отдельных прилипших частиц. Этот эксперимент позволяет получить количественные характеристики содержания железа в грунте.

Телевизионные камеры используются при проведении экспериментов по изучению механических характеристик лунного грунта. После подъема АЛС и перемещения ее на несколько десятков сантиметров в сторону производится тщательное изучение следа, который оставила опора АЛС в грунте. Учет площади опоры и массы АЛС позволяет по глубине следа количественно определить прочность поверхностного слоя лунного грунта. Структура среза грунта на краю следа, количество и размеры осыпавшихся частиц позволяют судить о сыпучести грунта и характере сцепления частиц. Характер поверхности следа, его фотометрические характеристики позволяют сделать выводы о структуре грунта. Совершенно неожиданно при этих экспериментах выявилась возможность использовать гладкую поверхность следа в качестве индикатора метеорной обстановки. Сенсационным было получение снимка с образовавшимся на поверхности следа микрократером в результате падения метеорной частицы [Л. 39].

Для проведения экспериментов по исследованию лунного грунта АЛС оборудована манипулятором с командным управлением. Манипулятор приводится в действие несколькими микродвигателями по командам с Земли. С помощью азимутального микродвигателя производятся изменения направления в горизонтальной плоскости, в котором работает манипулятор. Микродвигателем выноса осуществляется изменение длины выноса ковша манипулятора. Микродвигатель подъема изменяет высоту подъема ковша. На ковше, расположенном на конце стрелы манипулятора, имеется также микродвигатель захвата, позволяющий манипулировать крышкой ковша. С помощью манипулятора осуществляются перемещение грунта, подгребание к установке для измерения химического состава образцов породы из разных концов участка и с разной глубины, рытье траншеи в грун-

те для изучения внутренних слоев, поворачивание крупных кусков породы и их перемещение и т. п. Все работы манипулятора контролируются специальной телевизионной камерой.

В эксперименте по определению плотности грунта в зависимости от глубины слоя ковш манипулятора поднимался над поверхностью на разную высоту и сбрасывался. Телевизионное изображение позволяло произвести измерения глубины погружения ковша в почву. С помощью манипулятора крупные куски породы сталкивались под уклон и по оставленному ими при качении следу также определялись характеристики поверхностного грунта. Телевизионная камера контролировала работу манипулятора при рытье траншеи с помощью ковша. Результаты наблюдений позволили составить картину распределения размеров породы в зависимости от глубины слоя почвы [Л. 39].

Для определения химического состава образцов лунной породы АЛС оборудуются альфа-анализатором. Контейнер, содержащий источники альфа-частиц и чувствительные элементы, опускается из АЛС на поверхность Луны так, что поток альфа-частиц облучает поверхность или специально подобранные с помощью манипулятора образцы породы. В качестве генератора альфа-частиц используются шесть капсул, содержащих радиоактивный кюрий-242. Вблизи от источников альфа-частиц расположены два небольших полупроводниковых детектора альфа-частиц. Они расположены таким образом, что на них попадают лишь альфа-частицы, рассеянные исследуемыми образцами только под определенным углом.

Для установления химического состава лунного вещества производится измерение энергии альфа-частиц, отраженных от ядер составляющих элементов.

Кроме того, в контейнере находятся также четыре чувствительных детектора, включенных по схеме антисовпадений с предыдущими детекторами, которые регистрируют протоны, освободившиеся в результате облучения из некоторых легких элементов.

Измерение энергии протонов позволяет идентифицировать атомы этих элементов лунного вещества. Электронная аппаратура, расположенная в АЛС, регистрирует показания детекторов. Результаты измерений позволяют получить данные о процентном содержании в породе атомов таких элементов, как углерод, кислород, натрий, магний, алюминий, кремний, кальций, железо и пр. На основании этих данных делаются выводы о характере пород, образующих лунную поверхность [Л. 39].

Для исследования поверхностного слоя лунного грунта используются также акселерометры (датчики ускорения), смонтированные в специальных снарядах конической и полусферической формы. Эти снаряды предназначены для сбрасывания на поверхность Луны с небольшой высоты. По показаниям акселерометров определяется скорость погружения снарядов в поверхностный слой. Полученные данные сравниваются с данными, характерными для различных земных почв, подвергнутых такому же эксперименту.

Для измерения скорости распространения звука в лунных породах специальным устройством выбрасывается заряд взрывчатого вещества и подрывается на определенном расстоянии от АЛС. Создаваемые взрывом звуковые колебания, пройдя это расстояние, принимаются бортовыми датчиками. Временная задержка между моментом взрыва и моментом прихода звуковой волны по грунту измеряется прибором, датчик которого размещен в грунтовом зонде.

Диапазон измеряемых прибором скоростей — от 100 до 7 500 *м/сек*.

Установка для бурения в поверхностном слое скважины диаметром 5 *см* и глубиной 1,5 *м* позволяет изучить подпочвенный слой с помощью измерительного зонда, схематическое изображение которого приведено на рис. 38. Измерения зондом проводятся через каждые 15 *см* по глубине. Плотность подпочвенной породы определяется по отраженному гамма-излучению. Для этого в зонде помещен радиоактивный изотоп, служащий источником радиоактивного излучения. Отраженное от стенок скважины излучение регистрируется счетчиком Гейгера. Интенсивность отраженного излучения пропорциональна плотности породы.

Для измерения теплопроводности лунной породы в зонд встроены электрический нагреватель и радиационный микрометр. С автоматической лунной станцией зонд соединен кабелями [Л. 32].

Изучение условий на поверхности других планет солнечной системы решается в принципе такими же средствами, как и на Луне. При этом варьируются в соответствии с ожидаемыми условиями на планете лишь состав научных приборов и диапазон их работы.

Особое место в программе исследования планет солнечной системы с помощью АМС занимает Марс. Это, видимо, единственная планета солнечной системы, кроме Земли, на которой можно встретить какие-либо формы жизни. Задача обнаружения этих форм жизни также возлагается в первую очередь на автоматическую аппаратуру, в которой значительная роль отведена телевизионным (в широком смысле этого слова) методам анализа. На рис. 39 приведен внешний вид установки для поиска форм жизни на Марсе [Л. 40]. Установка предназначена для размещения в капсюле, отделяющейся от пролетающей мимо Марса АМС и совершающей на его поверхность «мягкую» посадку. Достигнув поверхности, установка ориентируется на ней с помощью трех раскладывающихся опор и из нее выдвигается телескопическая мачта, несущая датчики для исследования атмосферы, телевизионную установку и кронштейны

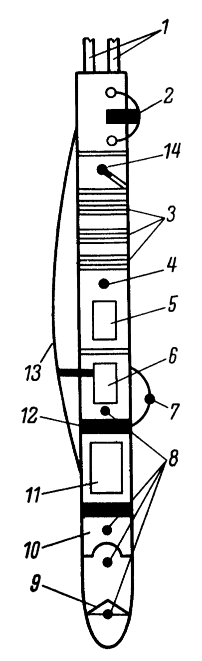


Рис. 38. Зонд для изучения подпочвенного слоя Луны.

1 — кабель к АЛС, *2* — «геофон» для измерения скорости звука в лунной породе, *3* — индукционные катушки прибора для измерения магнитной проницаемости породы; *4* — термопара, *5* — счетчик Гейгера; *6* — потенциометр, измеряющий диаметр скважины по сжатию пружины; *7* — пружина с термопарой для измерения температуры стенки скважины; *8* — термопара для измерения температуры приборов; *9* — коническое зеркало; *10* — радиационный пирометр; *11* — прибор для измерения скорости теплопередачи в породе; *12* — теплозащитные экраны, *13* — пружина, прижимающая зонд к стенке скважины; *14* — радиоизотопный источник.

для крепления тросов дистанционного пробоотборника. Общая высота установки вместе с развернутой мачтой составляет около 4,6 *м*.

Для получения образцов почвы с достаточно большого расстояния от установки используются специальные дистанционные пробоотборники, состоящие из захвата, перемещающегося с помощью каретки с микродвигателем по тросу. Концы тросов, закрепленных на мачте, отбрасываются в стороны и натягиваются небольшими ракетами с якорными устройствами, включаемыми по командам программного устройства. Образцы породы, доставляемые пробоотборниками к мачте, поступают в измельчитель породы, а затем в анализаторы.

В состав установки входят приборы-анализаторы, позволяющие обнаружить в марсианской породе и атмосфере микроорганические формы жизни, возникшей на основе углерода, как и на Земле. Поиски более высокоорганизованных форм жизни, как считают в настоящее время ученые, не имеют смысла, так как условия на Марсе для их существования явно неблагоприятны. Не исключена полностью возможность возникновения простейших форм жизни не на углеродной основе, а на основе какого-либо другого элемента, например кремния. Анализаторы установки позволяют в принципе проверить и такую версию.

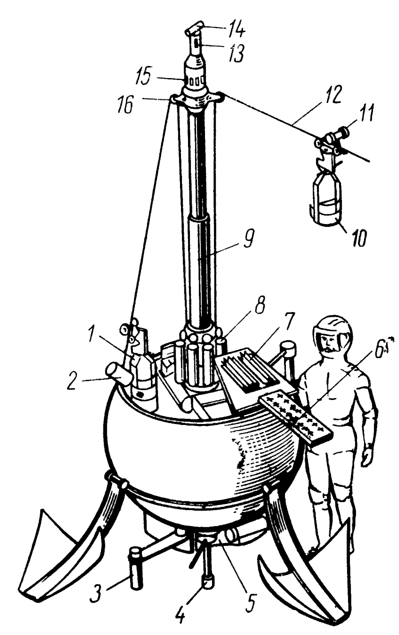


Рис. 39. Установка для поиска признаков жизни на Марсе.

1 — пробоотборник; *2* — ракета для отбрасывания пробоотборника; *3* — анализирующая камера; *4* — бур для отбора глубинных проб, *5* — отсек бортового радиоэлектронного оборудования; *6* — направленная антенная решетка; *7* — радиоизотопные энергетические установки; *8* — анализаторы; *9* — телескопическая мачта; *10* — пробоотборник; *11* — электродвигатель каретки пробоотборника; *12* — почвенный зонд; *13* — емкости с реактивами; *14* — раскладывающая опора; *15* — бур для отбора глубинных проб; *16* — детектор движения.

Используемые методы опираются на выявление и наблюдение признаков жизни, заключающихся в наличии обмена веществ и росте микроорганизмов. В частности, для непосредственного наблюдения марсианской пыли на предмет выявления роста микроорганизмов в ней используется телевизионный микроскоп, установленный в полости мачты. В состав установки входят также инкубационные камеры, стенки которых окрашены специальным флюоресцирующим составом. В камеры помещаются пробы размельченной марсианской породы, доставленной пробоотборником. При наличии в породе микроорганизмов, выделяющих в результате жизнедеятельности продукты обмена веществ, уровень флюоресценции изменится, что будет зарегистрировано фотоумножителем.

В газовом анализаторе, предназначенном для выявления наличия обмена веществ, марсианский грунт смешивается с глюкозой, имеющей в своем составе радиоактивные атомы углерода, так называемые «меченые» атомы. Если в грунте есть микроорганизмы на углеродной основе, то в результате обмена веществ они будут выделять углекислый газ, который собирается в камере анализатора. Регистрация атомов радиоактивного углерода в этой камере позволит судить о происходящем обмене веществ.

Наконец, в составе установки имеются сверхчувствительные калориметры, регистрирующие изменение температуры на 0,001 °С. Применение таких микрокалориметров позволяет отмечать изменения температуры, вызванные ростом микроорганизмов.

Вполне возможно, что в подпочвенном слое условия для развития микроорганизмов более благоприятны. Поэтому в составе установки имеется бур для взятия проб с глубины. Имеются также улавливатели марсианской пыли и заборники марсианского воздуха, также снабжающие анализаторы соответствующими пробами.

Помимо специального оборудования для поиска признаков жизни, установка оборудована также обычным комплексом приборов для анализа окружающих условий, аппаратурой предварительной обработки полученных научных данных, радиотехнической аппаратурой командно-телеметрической системы с направленной антенной в виде антенной решетки. В качестве источника электроэнергии используются две радиоизотопные энергетические установки. Аппаратура рассчитана на непрерывную работу на поверхности Марса в течение нескольких сезонов [Л. 40].

ОРБИТАЛЬНЫЕ АВТОМАТИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СТАНЦИИ

В качестве примера комплексного использования АМС для решения как научных задач, так и задач практического плана ниже описан космический аппарат, предназначенный для вывода на селеноцентрическую орбиту. Основной задачей этой АМС являлось фотографирование выбранных участков поверхности Луны с селеноцентрической орбиты с целью определения их пригодности для посадки лунного модуля пилотируемого КА. В то же время в задачи этой АМС входило также исследование радиационной и метеорологической обстановки в окрестностях Луны и изучение ее гравитационного поля.

Внешний вид космического аппарата изображен на рис. 40. Максимальный поперечный размер КА составляет 5,61 *м*, масса его 386 *кг*, в том числе масса фототелевизионной установки составляет 68 *кг*. Все бортовое радиоэлектронное оборудование КА, кроме системы ориентации, смонтировано на платформе в нижней части аппарата [Л. 13].

В состав научной аппаратуры КА входят: фототелевизионная установка для получения и передачи на Землю фотографий лунной поверхности в двух масштабах, два сцинтилляционных счетчика, предназначенных для регистрации радиационной обстановки на орбите КА, и детекторы метеорных частиц, расположенные цепочкой по периметру двигательной установки КА и предназначенные для получения информации о степени метеорной опасности в окрестностях Луны.

Для того чтобы оценить сложность и разнообразие задач, решаемых средствами радиоэлектроники при полете орбитального КА, рассмотрим кратко полет этой АМС. Через 30 *сек* после вывода КА на траекторию полета к Луне с помощью электромеханических приводов развертываются солнечные панели и антенны и начинается по командам с Земли ориентация КА в пространстве. В процессе ориентации КА разворачивается относительно трех осей так, чтобы панели с солнечными элементами были направлены на Солнце,

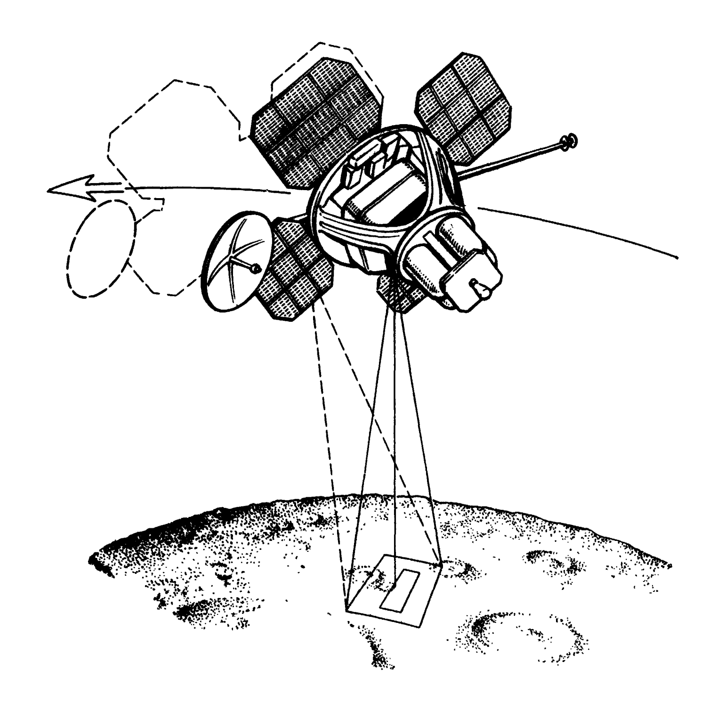


Рис. 40. Внешний вид орбитальной АЛС.

а остронаправленная антенна — к Земле. Ориентация производится по сигналам датчиков Солнца и датчика звезды «Канопус», и КА поддерживается в ориентированном положении в течение всего полета от окрестностей Земли до выхода на селеноцентрическую орбиту. В случае потери опорного светила ориентация сохраняется за счет инерциальной системы стабилизации.

После вывода КА на селеноцентрическую орбиту и проведения серии маневров с целью достижения необходимых параметров орбиты осуществляется такая ориентация аппарата, чтобы обеспечить

съемку заранее выбранных участков лунной поверхности, а КА переводится в режим инерционной стабилизации с высокой точностью.

Для обеспечения привязки полученных изображений к местности наземная система траекторных измерений определяет положение КА в момент начала съемки с точностью до ∓ 30 *м*.

При пролете над выбранной местностью осуществляется покадровая съемка, а по окончании сеанса съемки начинается передача изображений на Землю. В связи с тем, что скорость передачи чрезвычайно мала, большинство снимков передается на Землю лишь после окончания фотографирования всех участков. При связи с Землей аппарат ориентируется так, что в поле зрения остронаправленной антенны с шириной диаграммы направленности 10° попадает Земля.

В связи с тем, что качество работы фототелевизионной аппаратуры имеет особое значение для успеха полета КА, предусмотрены дополнительные средства контроля и обеспечения работоспособности этой аппаратуры. Перед началом сеанса фотографирования осуществляется передача на Землю контрольных изображений, заложенных в фототелевизионную установку до старта, что позволяет проверить исправность бортовой аппаратуры, канала связи и наземной аппаратуры.

Установленные на борту сцинтилляционные счетчики регистрируют уровень радиации на траектории и в случае превышения допустимого уровня и возникновения угрозы радиационного повреждения фотопленки обеспечивают возможность быстро отснять ее запас.

Фотографирование выбранных участков производится в моменты, когда КА проходит по наиболее близкой к Луне части селеноцентрической орбиты. Так как величина вектора скорости в момент съемки достигает 7 200 *км/ч*, то очевидно, что за время экспозиции положение КА существенно изменяется, причем смещение имеет как вертикальую, так и горизонтальную составляющие. Для того чтобы компенсировать размазывание изображения за время экспозиции, осуществляется автоматическое смещение фотопленки в процессе экспонирования в направлении, противоположном перемещению КА, по управляющим сигналам специальной системы определения параметров «высота — скорость». Для работы системы «высота — скорость» используется изображение произвольного кольцевого участка лунной поверхности, полученное через объектив с высокой разрешающей способностью в момент начала экспозиции (рис. 40). Это изображение берется в качестве опорного и периодически сравнивается в период экспозиции с текущим изображением. Рассогласование опорного и текущего изображений преобразуется в сигнал ошибки, который отрабатывается следящим устройством системы «высота — скорость» до устранения рассогласования. Одновременно управляющий сигнал компенсации смещения подается на устройство перемещения фотопленки.

Большинство операций и маневров совершаются КА по командам наземных станций слежения. Команды с Земли вводятся в программно-временное устройство (ПВУ), емкость памяти которого составляет 128 слов по 21 разряду каждое. По командам ПВУ космический аппарат может автономно, без связи с Землей, функционировать в течение 16 *ч*. ПВУ используется при пролете КА над невидимой стороной Луны, когда Луна препятствует осуществлению прямой связи между КА и Землей, а также в случае выхода из строя какой-либо станции слежения на Земле.

На КА установлены два передатчика мощностью 0,5 и 10 *вт*. Для приема команд, проведения траекторных измерений и передачи телеметрических данных используется всенаправленная антенна.

На рис. 41 приведены фотографии, переданные на Землю космическим аппаратом с селеноцентрической орбиты. Научная ценность этих фотографий огромна. Изображения привязаны к карте Луны с точностью до 200 *м*. По длине теней (съемки проводились при небольшой известной высоте Солнца над горизонтом) определяются

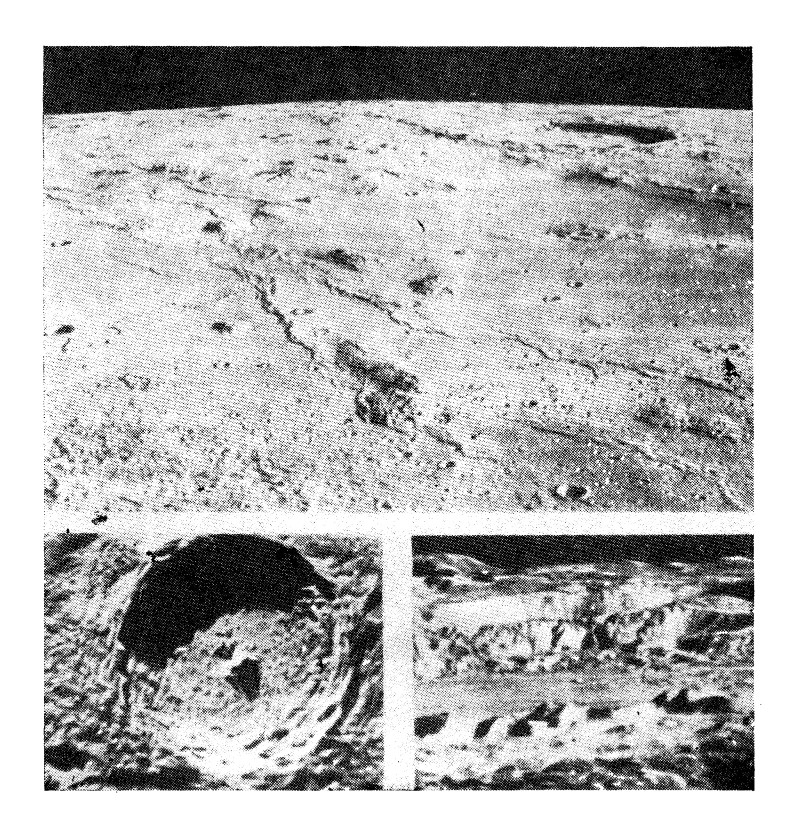


Рис. 41. Изображения Луны, переданные орбитальной АЛС.

размеры мелких элементов рельефа. Разрешающая способность изображений такова, что позволила обнаружить по отбрасываемой тени находящийся на одном из фотографируемых участков космический аппарат, совершивший там «мягкую» посадку. Широкие возможности маневра КА позволили также получить фототелевизионные изображения Земли с селеноцентрической орбиты [Л. 41].

АВТОМАТИЧЕСКИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СТАНЦИИ С ПРОЛЕТНОЙ ТРАЕКТОРИЕЙ

На примере АМС, предназначенной для исследования Марса на пролетной траектории, ниже показано взаимодействие сложного комплекса бортовой аппаратуры. Условия работы радиоэлектронной аппаратуры АМС для исследования Марса характеризуются длительным временем работы в условиях дальнего космоса (длительность полета АМС до Марса составляет примерно шесть месяцев), большой автономностью работы, большой удаленностью АМС от Земли во время передачи результатов исследования (расстояние между Землей и АМС в это время может достигать 200 млн. *км*).

Основными задачами АМС является получение телевизионных изображений диска Марса с разрешающей способностью до 24 *км* и изображений отдельных участков Марса в экваториальных и полярных областях с разрешающей способностью до 270 *м*. Следует отметить, что при наблюдении Марса в телескопы с Земли максимальное разрешение составляет примерно 150 *км*. Изучение изображений позволит сделать вывод о происхождении этой планеты, состоянии ее поверхности, структуре и составе таких образований, как полярные шапки, «каналы» и пр. Анализ изображений Марса необходим для выбора участков, где целесообразно и возможно осуществить «мягкую» посадку АМС, а затем и пилотируемого КК с экипажем.

В задачи АМС помимо получения телевизионной информации входит также определение температуры, плотности, давления и состава атмосферы Марса с помощью инфракрасного и ультрафиолетового спектрометров, а также путем радиозондирования при заходе АМС за планету и определение температуры поверхности Марса на дневной и ночной сторонах с помощью инфракрасного радиометра. Результаты этих измерений позволят сделать предварительные выводы о том, допускают ли марсианские условия существование жизни хотя бы в самой примитивной форме. Данные о плотности атмосферы используются также для разработки систем мягкой посадки АМС на Марс, в частности, для расчета парашютной системы.

Телевизионные камеры и научные приборы АМС установлены на сканирующей платформе, показанной на рис. 42. Работа сканирующей платформы осуществляется в двух режимах: автоматического слежения и сканирования. На ней установлены две телевизионные камеры: широкоугольная и телескопическая. Широкоугольная телевизионная камера снабжена попеременно чередующимися красным, зеленым и синим светофильтрами для выявления цветовых различий поверхности Марса [Л. 8].

Управление режимами работы сканирующей платформы и установленных на ней научных приборов осуществляется программно-временным устройством в соответствии с программой, заложенной в его память перед стартом. В случае необходимости эта программа может быть скорректирована по командам с Земли в процессе полета. Особенно ответственные команды могут быть дублированы командами с Земли.

После старта и отделения АМС от ракеты-носителя ПВУ выдает команды на развертывание панелей с солнечными элементами, включение датчика звезды «Канопус» и проведение ориентации АМС сначала по двум осям на Солнце, а затем путем вращения вокруг продольной оси — на звезду «Канопус». Контроль захвата именно

этой звезды осуществляется наземным комплексом по полученной с борта информации о яркости захваченного светила. В течение полета четырежды (примерно раз в месяц) ПВУ выдает команду на введение дополнительных уставок между направлением оси АМС и направлением на звезду «Канопус», чтобы скомпенсировать изменение углового положения опорного светила за это время.

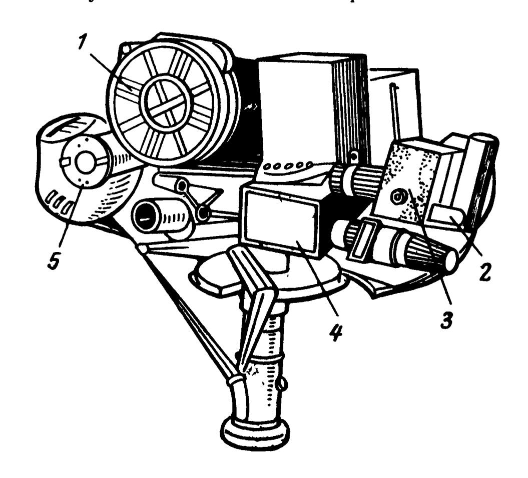


Рис. 42. Сканирующая платформа с телевизионными камерами и научными приборами.

1 — телевизионная камера с телеобъективом; 2 — ИК радиометр; 3 — телевизионная камера с широкоугольным объективом; 4 — ультрафиолетовый спектрометр; 5 — инфракрасный спектрометр.

К началу участка дальнего сближения с Марсом ПВУ дает команду на разогрев научных приборов, включение системы преобразования данных, записывающих устройств и механизма сканирующей платформы. Включается ИК датчик дальнего захвата Марса, который вырабатывает направление на центр диска планеты. Сканирующая платформа работает в режиме автоматического сопровождения по сигналам этого датчика. Телевизионная камера с телеобъективом через определенные промежутки времени получает изображение диска Марса и записывает его на магнитное запоминающее устройство. Серия подлетных снимков получается с расстояния около 1 млн. *км* от Марса.

При дальнейшем сближении с Марсом осуществляется захват линии горизонта планеты двумя узкоугольными датчиками горизонта и сканирующая платформа переводится в режим сканирования по диску планеты. Пределы сканирования составляют по двум осям 215 и 64°. Результаты измерений физических параметров планеты и ее атмосферы по трассе сканирования, периодически пересекающей диск планеты, записываются в цифровом коде в запоминающее устройство. Одновременно получаются телевизионные изображения отдельных участков Марса на трассе сканирования. Для получения снимков наиболее интересных участков, например полярных шапок, сканирующая платформа специально отклонялась по командам наземной станции слежения. Телевизионные изображения в двух масштабах, полученные от двух камер, записывались на аналоговом запоминающем устройстве. Общая емкость бортовых запоминающих устройств составляет 195 млн. *бит*.

Пролетные снимки были получены с минимального расстояния около 7 000 *км* от поверхности. По окончании съемки и измерений

началась передача на Землю данных цифровых запоминающих устройств, которая продолжалась 17 *ч*, а затем в течение трех часов передавалась аналоговая телевизионная информация Эти операции проводились по командам ПВУ, однако все эти команды могут дублироваться наземной станцией слежения.

Передача данных ведется на частоте примерно 2 000 *Мгц* при мощности передатчика 20 *вт*. На рис. 43 приведены фотографии Марса, полученные от АМС в июле 1969 г. Фотография аналогового запоминающего устройства этой АМС, на котором производится запись телевизионной информации, была приведена ранее на рис. 35. Размеры устройства 23×15×15 *см*, запись ведется на восьми дорожках магнитной ленты. Всего на борту АМС устанавливается до пяти таких устройств [Л. 46].



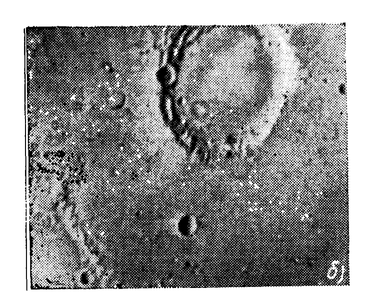


Рис. 43. Изображения Марса, переданные с АМС.
а — в дальней зоне; *б* — при пролете.

В качестве примера компоновки АМС, предназначенной для исследования планет на пролетной траектории, на рис. 44 приведен эскиз АМС, серия которых была запущена в течение 60-х годов в сторону Венеры. К раме, составляющей основу конструкции, прикреплены ракетный двигатель, предназначенный для коррекции траектории, и шесть блоков, в которых размещены научная аппаратура, приемо-передатчик, цифровое вычислительное устройство, аппаратура ориентации и командное устройство. На раме также закреплены три антенны.

В комплект научной аппаратуры станции входят два радиометра. Один из них предназначен для исследования поверхности Венеры на волне 13,5 *мм* и для обнаружения водяных паров в атмосфере, а другой — на волне 19 *мм* для измерения температуры поверхности. Параболическая антенна СВЧ диаметром 61 *см*, смонтированная на подвижном основании, может поворачиваться на 120°. В режиме поиска диска планеты скорость качания антенны равна 1°/*сек* до тех пор, пока в поле зрения не попадет планета. Затем по мере прохождения станции мимо Венеры сканирование производится со скоростью 0,1°/*сек* [Л. 32].

Цель эксперимента — определить, что является источником радиосигналов, принимаемых от Венеры, — сильно нагретая поверхность планеты или ее плотная ионосфера. В том случае, если сигналы СВЧ приходят от сильно нагретой поверхности планеты, интенсивность сигнала достигнет максимума вблизи среднего положения антенны, когда она направлена к центру диска планеты. Если же сигналы приходят от сильно заряженной ионосферы, то они должны быть максимальны, когда антенна направлена на края диска планеты.

Излучение на волне 13,5 *мм* поглощается парами воды. Если излучение с такой длиной волны не регистрируется радиометром,

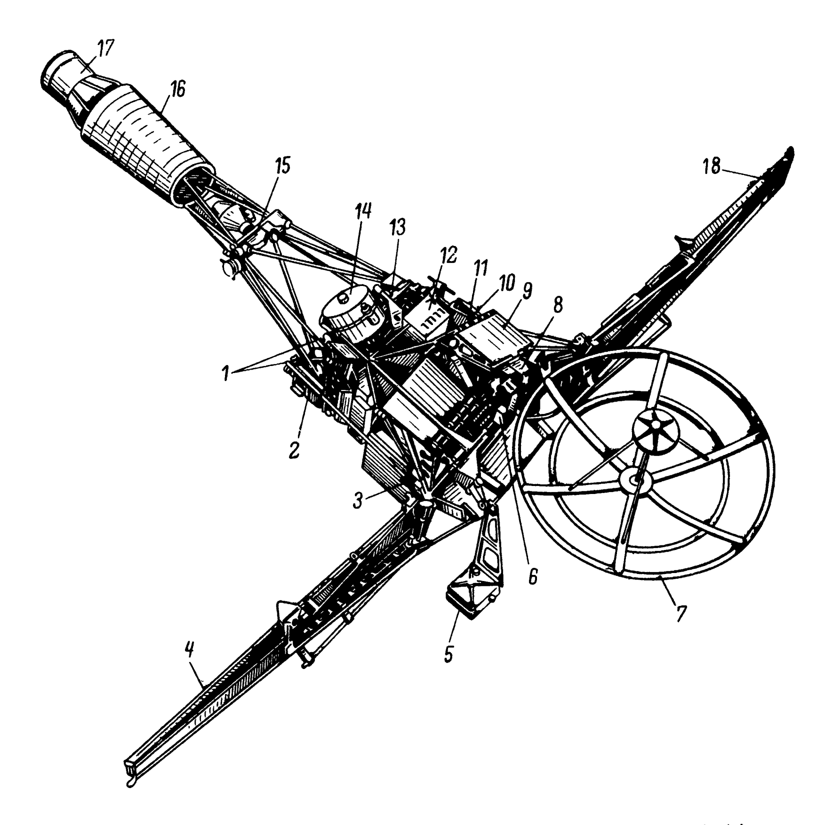


Рис. 44. Размещение радиоэлектронного оборудования на АМС.

1 — детекторы космического фона; *2* — электростатический анализатор; *3* — солнечный датчик; *4* — панель с солнечными элементами; *5* — электростатический анализатор; *6* — датчик Земли; *7* — направленная антенна; *8* — блок привода антенны; *9* — аппаратурный контейнер; *10* — сцинтилляционный счетчик; *11* — корректирующие ракетные двигатели; *12* — электростатический анализатор; *13* — детектор микрометеоров, *14* — телескоп коротковолнового излучения водорода; *15* — ионизационная камера; *16* — магнитометр; *17* — всенаправленная антенна; *18* — панель с солнечными элементами.

то это указывает на то, что в атмосфере Венеры имеются пары воды. Излучение на волне 19 *мм* не поглощается парами воды, но поглощается углекислым газом, и его измерение позволяет определить температуру планеты. Вначале антенна сканирует неосвещенную Солнцем сторону Венеры, а затем при большем сближении — освещенную сторону.

Инфракрасный радиометр, соединенный с антенной СВЧ, работает в диапазонах волн 8—9 и 10—10,8 *мкм*. Один из его датчиков должен сканировать поверхность Венеры, а другой — брать опорные отсчеты по излучению космоса. По расчетам разрешающая способность прибора составляет 2 °К в области температур около 237 °К (предполагаемая температура верхнего слоя атмосферы Венеры). Радиометр может обнаружить разрывы в облачном покрове, окутывающем Венеру, величиной в 1% площади диска планеты (в том случае, если такие разрывы имеются) путем измерения в этих разрывах температуры поверхности планеты [Л. 32].

Глава четвертая

ОБОРУДОВАНИЕ СПУТНИКОВ ХОЗЯЙСТВЕННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

СПУТНИКИ СВЯЗИ

Несомненно, одним из наиболее эффективных, очевидных и целесообразных направлений использования результатов освоения космической техники для практических нужд человечества является использование орбитальных КА для целей ретрансляции радиовещательной, телевизионной и радиотелефонной связи. Радиолинии с космическими ретрансляторами обладают беспрецедентным для систем связи преимуществом, заключающимся в огромной площади зон прямой видимости, размеры которой определяются лишь высотой орбиты КА и в предельном случае могут достигать почти 40% поверхности Земли. Применение космических ретрансляторов позволяет в принципе осуществлять радиосвязь между двумя любыми пунктами земного шара в любом диапазоне волн, в том числе и на СВЧ, исключает влияние нестабильности ионосферы на качество связи, допускает снижение мощности передающих станций. Космические ретрансляторы являются сегодня единственным средством сплошного телевизионного обслуживания огромных территорий, таких как территория Советского Союза. Применение нескольких КА с активными ретрансляторами, помещенных на определенные орбиты и работающих в единой системе космической связи, позволило осуществить экономически целесообразную глобальную систему связи, радиовещания и телевизионного вещания, охватывающую всю поверхность земного шара.

Было создано несколько экспериментальных систем спутниковой связи, назначением которых была отработка принципов построения таких систем, выбор высот орбит и наклонения их плоскости, выбор количества спутников, обеспечивающих бесперебойное функционирование системы и параметров их радиотехнического оборудования, отработка техники управления КА, несущими ретрансляторы, и многие другие вопросы. Для отработки техники ретрансляции телевизионных программ и осуществления двусторонних переговоров по нескольким радиотелефонным каналам применялись спутники на средневысотных орбитах, высота которых в апогее не превышала 5 000 *км*.

Для орбиты радиолинии большой протяженности на территориях, расположенных в области высоких широт, оказалось целесообразным использовать КА на вытянутой эллиптической орбите. Система из нескольких таких спутников с равномерно разнесенными

плоскостями орбит позволяет осуществлять непрерывное надежное обслуживание радиосвязью всего северного полушария.

Для обслуживания радиосвязью стран, расположенных в области низких широт и экватора, несомненны преимущества использования спутников с ретрансляторами, расположенных на стационарных орбитах с высотой около 36 000 *км*. К числу преимуществ следует отнести в первую очередь неподвижность спутника с ретранслятором относительно наземной приемной станции, что обеспечивает постоянное пребывание КА в зоне видимости станции. В результате этого отсутствует необходимость в использовании сложных быстродействующих следящих антенн, не нужно использовать на борту записывающие устройства, в которых осуществляется накопление информации до выхода на связь, нет необходимости в расширении полосы при использовании дециметровых и сантиметровых волн для компенсации допплеровского сдвига частот.

Вследствие большой высоты стационарной орбиты одним спутником обслуживается огромная территория. Со спутника на стационарной орбите видна область Земли, простирающаяся на ±60° с запада на восток и на ±70° с севера на юг. Полный обзор земного шара, за исключением полярных областей, лежащих выше 70° широты, обеспечивается тремя спутниками, разнесенными на 120° вдоль экватора, причем между всеми тремя спутниками существует прямая видимость.

На стационарной орбите спутник почти все время освещен Солнцем — длительность пребывания его в тени Земли составляет лишь 1% периода обращения Земли, что приводит к высокой эффективности энергетической установки с солнечными элементами.

Преимущества стационарных орбит позволяют прогнозировать, что к 1980 г. на них будет выведено что-нибудь около сотни спутников, входящих в системы различного назначения, в том числе в связные, навигационные и метеорологические. К 1970 г. выводимые на стационарную орбиту спутники связи имели массу до 1 000 *кг*. Бортовая система коррекции орбиты позволяет удерживать такой КА в заданной точке орбиты с отклонением не более ±1°, причем расчетная направленность антенн обеспечивается системой стабилизации с точностью 0,7—2°.

Обнадеживающие результаты эксплуатации экспериментальных спутниковых систем связи позволили поставить перед такими системами ряд новых задач, решение которых в ближайшие годы будет являться качественным скачком в деле создания глобальной системы средств массового обслуживания, не мыслимой до эры освоения Космоса.

В число таких задач входит, например, обслуживание наземного командно-измерительного комплекса, обеспечивающего пилотируемые космические полеты и полеты межпланетных автоматических станций. Применение системы спутниковой связи для этих целей позволит отказаться от разветвленной сети корабельных и самолетных станций слежения, обеспечивающих в настоящее время связь с космическими кораблями. Возможность ретрансляции принятых сигналов между спутниками, входящими в систему связи, позволяет осуществлять как прием информации от КК и АМС, находящихся вне зоны видимости наземных станций слежения, так и передачу на них командной и другой информации. Система из 3—4 спутников связи обеспечит также непрерывное радиообслуживание любых КК и КА, обращающихся по орбитам с высотой до 2 000 *км*, и связь между

ними. Уже в настоящее время проводятся эксперименты по организации воздушного движения с помощью спутниковой системы связи на стационарной орбите, при которых закодированные данные о месте самолета передаются самолетной радиостанцией на борт спутника-ретранслятора, ретранслируются на наземную станцию сбора данных и поступают на центральный диспетчерский пункт.

Предположим, что спутниковая система навигации, связи и опознавания («свой — чужой») самолетов обеспечит определение положений самолетов с точностью до 180 *м* или даже большей, привязку к шкале единого времени с точностью до 1 *мксек*, одновременную связь со 100 самолетами при информативности 2 400 *бит/сек*. Система облегчит поиски самолетов, потерпевших аварию, поскольку будут точно известны координаты самолета на момент окончания связи, а также то, какие корабли и самолеты находятся вблизи от места аварии и могут оказать помощь. Получение с борта самолета одновременно с координатами также и телеметрической информации о работе систем самолета позволит проанализировать причины аварии самолета. Возможно, эта информация позволит даже предупреждать аварии.

Рассматривается возможность использования спутниковой системы связи для сбора информации с метеорологических спутников, метеорологических шаров-зондов и автоматических метеорологических станций, а также со спутников для исследования природных ресурсов Земли и спутников для океанографических исследований [Л. 42].

Разрабатываются спутники с аппаратурой, позволяющей ретранслировать радиопрограммы и телевизионные программы непосредственно на бытовые приемники, минуя наземные приемные станции. Такое упрощение линии связи достигается за счет увеличения мощности бортового передатчика и улучшения направленности бортовой антенны, диаметр которой может достигать 14 *м*. При этом мощность передатчика должна составлять примерно 25 *квт* на частоте 650 *Мгц*. Для приема сигналов передатчика спутника достаточно оборудовать бытовые приемники относительно дешевой шестиэлементной директорной антенной дециметрового диапазона с усилением порядка 14 *дб* [Л. 42].

Радиоэлектронное оборудование и конструкция спутника связи с активным ретранслятором широкополосного сигнала показаны на примере средневысотного спутника, входившего в экспериментальную систему глобального телевизионного вещания, использованную, в частности, для передач в системе «Всемирного телевидения» Олимпийских игр 1964 г. и Всемирной выставки в Монреале в 1967 г. [Л. 35].

Оборудование спутника позволяет ретранслировать одну телевизионную программу (в том числе и цветную) или вести телефонную связь по 600 каналам. Спутник предназначен для приема и ретрансляции сигналов с частотной модуляцией. С наземной станции на борт спутника поступают сигналы на частоте 6 390 *Мгц*. На борту они усиливаются и преобразуются по частоте, а затем излучаются на Землю на частоте 4 170 *Мгц*. Таким образом, каналы связи «Земля — космос» и «космос — Земля» работают в сантиметровом диапазоне волн, который менее всего подвержен помехам и перегружен. Работа в этом диапазоне позволяет применять антенны относительно небольших размеров.

На рис. 45 приведена блок-схема ретранслятора спутника. Поступающий на вход приемника сигнал частотой 6 390 *Мгц* для полу-

чения промежуточной частоты 90 *Мгц* смешивается с сигналом, имеющим частоту 6 300 *Мгц*. Последующее усиление производится широкополосным усилителем промежуточной частоты на 14 германиевых диффузионных транзисторах. Ширина полосы пропускания усилителя составляет 50 *Мгц* при коэффициенте усиления 65—85 *дб*. Затем сигнал промежуточной частоты смешивается с сигналом второго стабилизированного кварцем гетеродина, имеющим частоту 4 080 *Мгц*, и сигнал преобразованной частоты 4 170 *Мгц* подается на усилитель на ЛБВ, который обеспечивает усиление $5 \cdot 10^3$. После ЛБВ выходной сигнал поступает через фильтр в антенную систему и излучается в качестве основного сигнала, несущего передаваемую информацию. Мощность излучения составляет 2,25 *вт*.

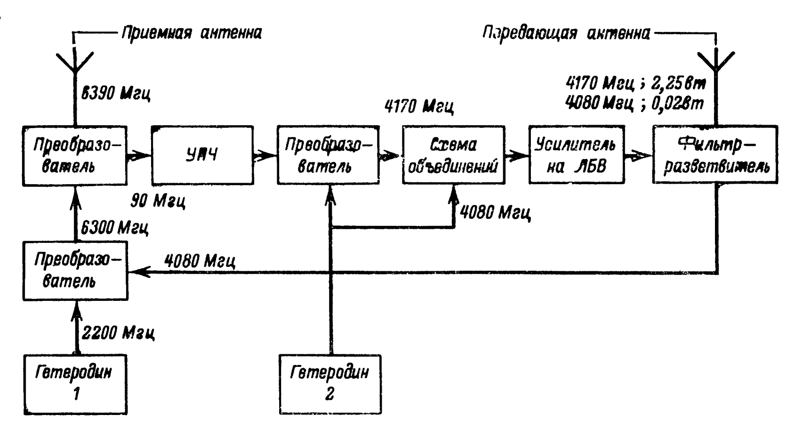


Рис. 45. Блок-схема ретранслятора связного спутника.

Бортовые кварцованные гетеродины сантиметрового диапазона состоят из задающих генераторов и умножителей частоты на транзисторах и варакторных диодах. Результирующая частота первого гетеродина 2 220, второго — 4 080 *Мгц*. В результате смешивания этих частот получается частота 6 300 *Мгц*, которая и подается на преобразователь частоты приемника, где смешивается с принимаемым сигналом. Их разностная частота 90 *Мгц* служит промежуточной частотой.

Кроме того, сигнал частотой 4 080 *Мгц* со второго гетеродина подается на второй преобразователь частоты (в передатчике), где после смешивания с сигналом промежуточной частоты 90 *Мгц* образует сигнал частотой 4 170 *Мгц*. Перед подачей сигнала второго гетеродина на преобразователь он усиливается с помощью ЛБВ и затем проходит через систему фильтров. Часть мощности этого сигнала, частотой 4 080 *Мгц* после ЛБВ ответвляется в антенную систему и излучается. Этот немодулированный сигнал (уровень его мощности около 25 *мвт*) используется в режиме радиомаяка для целей обнаружения спутника наземной станцией слежения и для точного слежения за ним.

Выходные сигналы передатчика при помощи реактивного делителя разделяются на восемь равных по уровню мощности сигналов, каждый из которых по коаксиальному кабелю подается на полоско-

вую линию питания передающей антенны. Каждая полосковая линия питает шесть волноводных излучателей. Таким образом, передающая антенна состоит из 48 L-образных волноводных излучателей, размещенных по окружности вдоль экваториальной линии корпуса спутника. Каждый излучатель помещен в свой резонатор. Так же образована и приемная антенна, состоящая из 72 волноводных элементов.

Сложение диаграмм излучения каждого излучателя антенны для получения общей диаграммы достигается тем, что колебания к каждому излучателю подводятся в строго определенной фазе. Обе антенны имеют однородное поле излучения с круговой поляризацией.

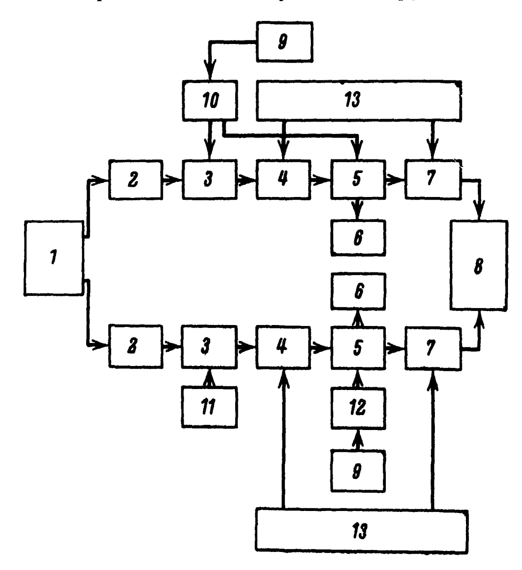


Рис. 46. Блок-схема комплекса радиотехнического оборудования спутника.

1 — диплексер приемной антенны и фильтры; *2* — усилитель на туннельном диоде; *3* — смеситель; *4* — усилитель низкого уровня мощности на ЛБВ; *5* — полосовой фильтр и направленный ответвитель; *6* — устройство для декодирования команд, *7* — усилитель высокого уровня мощности на ЛБВ; *8* — диплексер передающей антенны, *9* — устройство для кодирования телеметрической информации; *10* — местный гетеродин, телеметрический передатчик, умножитель, *11* — местный гетеродин; *12* — телеметрический передатчик; *13* — источники питания.

Лишь в полярных областях спутника образуются узкие зоны, в которых наблюдаются провалы в диаграмме направленности [Л. 32].

Принципы, проверенные при эксплуатации экспериментальных спутников, были использованы при создании спутников, входящих в эксплуатационную систему глобальной коммерческой связи на стационарной орбите. В систему входят четыре действующих спутника и два запасных. Два из действующих спутников выведены на стационарную орбиту над Атлантическим океаном, один — над Индийским океаном и один — над Тихим океаном. На орбите спутники

стабилизируются вращением вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты. Ориентация оси вращения осуществляется по сигналам от двух ИК датчиков горизонта, причем система ориентации обеспечивает точность ориентации до 1,2°.

На рис. 46 приведена блок-схема комплекса радиотехнического оборудования спутника, в который входят два приемопередатчика, командные каналы и телеметрический канал. Ширина полосы пропускания каждого приемопередатчика 225 *Мгц*. Аппаратура спутника обеспечивает радиотелефонную связь по 1 200 каналам или передачу телевизионных программ по четырем каналам.

Один из приемопередатчиков работает на средней частоте 6 038 *Мгц*, другой—на частоте 6 312 *Мгц*. Сигнал от наземной станции связи после антенны и разветвителя поступает в каждом канале на двухкаскадный усилитель на туннельных диодах, имеющий усиление 35 *дб*, а затем на смеситель, где он смешивается с сигналом местного гетеродина. Образующаяся разностная частота является рабочей частотой передатчиков спутника. После предварительного усиления сигнала ЛБВ с выходной мощностью 0,1 *вт* сигнал подвергается фильтрации с целью отделения командной информации, переданной для управления аппаратурой спутника, от ретранслируемой информации, а затем последняя усиливается ЛБВ до мощности 10 *вт* и излучается направленной антенной на наземную станцию приема. Общее усиление канала ретранслятора составляет 80 *дб*.

Отфильтрованная командная информация поступает в дешифрующее устройство, а затем в исполнительные устройства. Телеметрическая информация о работе различных агрегатов и узлов спутника кодируется и замешивается в ретранслируемый сигнал путем модуляции несущей частоты.

Высокая эффективность передающей антенной системы достигается за счет применения антенны с фазированной решеткой, состоящей из 16 элементов. Соответствующим фазированием сигналов в каждом из элементов достигается формирование эллиптической диаграммы направленности, ширина которой составляет около 20°. В пределах этой зоны, направленной на Землю, сосредоточено до 40% всей энергии излучения. Постоянное направление излучения на Землю при вращении спутника обеспечивается синхронным с вращением спутника изменением фазировки антенн. Для этого между передатчиком и излучателями установлены ферритовые фазовращатели, которые управляются по сигналам системы стабилизации луча. В систему входят цепи формирования управляющих напряжений для регулировки фазовращателей и цепи получения и формирования от датчика Солнца опорных импульсов, синхронных с вращением спутника [Л. 8].

Освоение новых задач, поставленных перед глобальной системой спутниковой связи, достигается лишь при условии значительного увеличения размеров антенных систем спутников и мощности их передатчиков. В конце 60-х годов начался ввод в эксплуатацию тяжелых связных спутников на стационарной орбите, антенны которых обладают большим усилением. Стабилизация положения таких антенн с весьма узкими диаграммами направленности осуществляется новыми совершенными методами. Применение тяжелых спутников позволило осуществлять связь с наземными объектами, не имеющими многометровых остронаправленных антенн. В частности, стала возможной непосредственная связь через спутник с летящими самолетами, оборудованными обычными штыревыми антеннами. Устойчи-

вая радиосвязь обеспечивается также с наземными объектами, имеющими антенны диаметром всего 0,3 *м* [Л. 8].

На рис. 47 приведен внешний вид тяжелого спутника связи. Его масса около 1 *т*. Корпус спутника цилиндрической формы имеет высоту 3 *м* и диаметр 2,9 *м* и изготовлен из алюминиевых листов с сотовой внутренней структурой, оклеенных с двух сторон листами

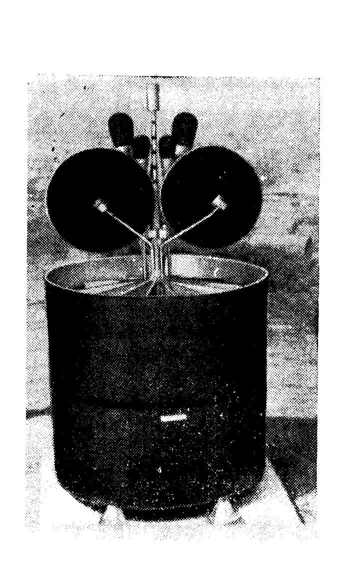


Рис. 47. Тяжелый спутник связи.

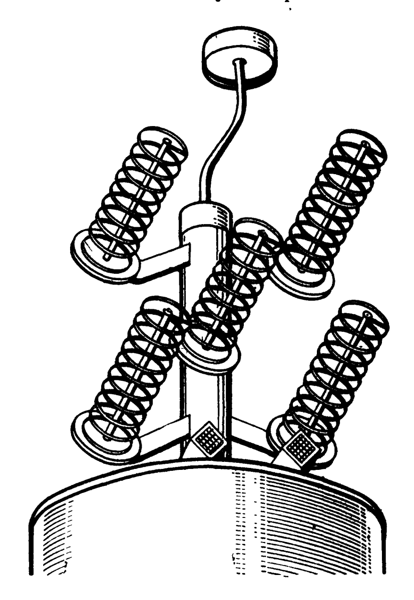


Рис. 48. Остронаправленные антенны тяжелого спутника связи.

стеклопластика толщиной 2 *см*. Снаружи на корпусе расположены 60 000 солнечных элементов, которые обеспечивают получение мощности, равной 1 *квт*.

Стабилизация спутника осуществляется вращением его вокруг оси со скоростью 55 *об/мин*. Антенная система спутника установлена на платформе, вращающейся в сторону, противоположную направлению вращения корпуса спутника. В результате антенная система всегда остается направленной на Землю. Такая система стабилизации за счет вращения тяжелых масс считается весьма эффективной.

Антенная система этого тяжелого спутника обеспечивает регулирование направления максимума диаграммы направленности остронаправленных антенн. Две передающие параболические антенны диаметром 1,27 *м*, имеющие ширину диаграммы направленности 4,5°, могут поворачиваться относительно вращающейся антенной платформы по командам с Земли. В результате излучение может быть направлено в выбранные районы Земли. На спутнике установлено 12 приемопередатчиков с шириной полосы по 40 *Мгц* каждый. В передающих устройствах используются усилители на ЛБВ с выходной мощностью по 7,5 *вт*. Всего на борту установлено 24 таких усили-

теля, половина из которых являются запасными. При одновременной работе 12 каналов приемопередачи обеспечивается передача 12 программ цветного телевидения или двусторонняя радиотелефонная связь по 6 000 каналов.

На рис. 48 показана еще одна антенная система подобного спутника связи [Л. 43]. В антенный блок входит мачта длиной около 5 *м,* к которой крепятся антенны разных диапазонов. Для связи непосредственно с самолетами и наземными объектами используется пятиэлементная спиральная антенна дециметрового диапазона. Длина центрального элемента этой спиральной антенны достигает 1,2 *м,* периферийных — 2,4 *м.* Рабочий диапазон антенны 225—400 *Мгц.* На спутнике установлены также рупорные антенны для связи в сантиметровом диапазоне длин волн, а также антенна командно-телеметрической линии связи [Л. 34].

Развертывание программы исследования планет солнечной системы поставило на очередь вопрос о создании связных спутников-ретрансляторов на орбитах вокруг Луны, Марса, Венеры. Их назначение — обеспечение непрерывной связи с космическими аппаратами, находящимися на невидимой с Земли стороне планеты. В частности, в ближайшие годы намечено вывести лунный спутник связи в точку либрации, на расстоянии 65 000 *км* от поверхности Луны над ее невидимой с Земли стороной. При работе ретранслятора для обеспечения связи в диапазоне частот около 2 000 *Мгц* он должен иметь выходную мощность передатчика 20 *вт* при ширине диаграммы направленности антенны, равной 5°. Диаграмма направленности такой ширины перекрывает одновременно невидимую сторону Луны и Землю, обеспечивая прохождение сигнала по трассе Луна — ретранслятор — Земля и обратно.

НАВИГАЦИОННЫЕ СПУТНИКИ

Особенности орбитальных КА, заключающиеся в том, что зона видимости их для наземного наблюдателя охватывает огромные площади (спутник с высотой орбиты 1 000 *км* виден в зоне радиусом 3 000 *км*), а положение КА в любой точке на орбите может быть прогнозировано на много часов вперед с высокой точностью, позволили создать глобальную спутниковую навигационную систему, свободную от ряда недостатков существующих региональных радионавигационных и навигационных систем.

Астрономические средства навигации невозможно использовать в сложных метеорологических условиях. Инерциальные системы навигации нуждаются в периодической коррекции их показаний по данным других систем.

Глобальная навигационная система с использованием спутников обеспечивает возможность с высокой точностью определять свое место самолетам и кораблям, находящимся в любой точке земного шара, в любых метеорологических условиях, в любое время года и суток. Погрешность определения координат, при использовании на самолете или корабле простейшего оборудования составляет ±900 *м*; при обработке данных наблюдения за спутником и полученной от него информации в вычислительной машине погрешность уменьшается до ±180 *м.*

Данные о положении объекта, оборудованного аппаратурой для связи с навигационным спутником, получаются путем измерения допплеровского сдвига частоты бортового передатчика спутника во

время прохождения последнего в зоне видимости объекта. В связи с тем, что в системе навигационных спутников используются четыре КА, время ожидания появления очередного спутника составляет 110 *мин* в районе экватора, 68 *мин* при широте места 30° и 36 *мин* при широте места 60°. В зоне видимости спутник находится примерно 18 *мин*.

Когда спутник проходит в зоне видимости станции наблюдения установленной, скажем, на корабле, то приемник станции принимает сигнал бортового передатчика спутника. Частота принимаемого сигнала отличается от излучаемой передатчиком частоты на величину, пропорциональную радиальной составляющей скорости спутника относительно точки приема, и изменяется во времени по определенному закону, причем скорость изменения зависит от расстояния между приемной станцией и спутником. По мере приближения спутника к точке приема допплеровский сдвиг частоты уменьшается со скоростью, зависящей от расположения орбиты спутника, и обращается в нуль в тот момент, когда радиальная составляющая скорости спутника становится равной нулю, т. е. когда корабль находится на траверсе спутника. Если точно известна орбита спутника и координаты его в этот момент, то путем простого пеленгования спутника может быть определено положение корабля. Расстояние до спутника определяется по результатам измерения скорости, с которой изменялся допплеровский сдвиг перед этим моментом. Разработаны также методы определения своих координат по допплеровскому сдвигу в нескольких точках орбиты, при которых нет необходимости в пеленговании спутника.

В настоящее время нет возможности прогнозировать траекторию спутника с необходимой для навигационной системы точностью более чем на 3—4 суток вперед. Поэтому в системе используется периодическое введение в бортовое запоминающее устройство каждого спутника точных данных его орбиты, прогнозированной на ближайшие 12 *ч*. Таблица текущих данных спутника (его эфемерид) вводится в запоминающее устройство с наземной станции ввода. Таблица содержит три координаты спутника в инерциальной геоцентрической системе координат для каждой минуты последующих двенадцати часов. Полная емкость запоминающего устройства рассчитана на 16 *ч*. Таблица содержит также данные о времени, которому соответствует каждая серия значений координат.

Для определения дважды в сутки точных координат спутника с целью вычисления его точной орбиты используют специальные станции слежения за спутниками, оборудованные скоростными следящими антеннами и вычислительными машинами, обрабатывающими результаты наблюдения за спутником. Определение текущих параметров орбиты спутника на станции слежения производится путем измерения допплеровского сдвига частоты сигналов спутника (150 и 400 *Мгц*) в функции времени. Результаты измерений передаются на вычислительный центр, где вычисляются параметры орбиты и рассчитываются эфемериды для введения их в бортовое запоминающее устройство. Полученные данные передаются на станции ввода данных и затем по радиолинии на борт спутника.

Схема элементов описанной системы навигационных спутников приведена на рис. 49.

Бортовая аппаратура навигационного спутника состоит из передатчиков (двух или четырех), излучающих непрерывные когерентные колебания на несущих частотах 150 и 400 *Мгц*, телеметрической

системы с датчиками, системы питания, командной системы, бортового устройства точного времени, бортового запоминающего устройства и антенн. Для получения высокой точности измерений приняты специальные меры для повышения временной и температурной стабильности кварцевого эталонного генератора. За время прохождения спутника в зоне видимости станции наблюдения относительное изменение частоты передатчика не превышает $1 \cdot 10^{-11}$. В рабочем режиме очередная посылка навигационных данных, состоящая из координат спутника в предыдущую минуту, наступающую минуту и последующую минуту, начинается точно с началом минуты и длится ровно две минуты. Так как отсчет времени на борту производится по данным корректируемого эталона времени, то моменты начала посылок служат метками эталонного времени для станции приема.

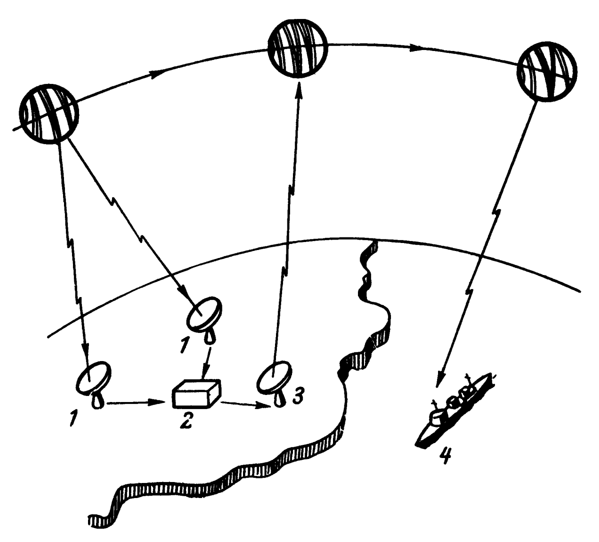


Рис. 49. Навигационный космический комплекс.

1 — станции слежения; *2* — станции управления и ввода данных на спутник; *3* — центр управления; *4* — приемная аппаратура.

Время в навигационной системе отсчитывается в секундах по Гринвичу, начиная с полуночи.

Для запоминания таблицы эфемерид и данных точного времени на борту используется запоминающее устройство на ферритах емкостью 1 400 двоичных знаков. Передача кодированной информации о текущих координатах спутника осуществляется передатчиком с фазовой модуляцией несущей.

На экспериментальном навигационном спутнике была применена широкополосная спиральная антенна, образованная двумя двухзаходными спиралями, нанесенными на поверхность полусфер, образующих корпус спутника. Обе половины антенны запитываются с диаметрально противоположных точек. Так как полусферы экра-

нированы друг от друга приборным отсеком, то излучение в полярном направлении от каждой полусферы независимо и паразитная связь между ними минимальна.

На одном из навигационных спутников в качестве источника электроэнергии впервые была применена радиоизотопная энергетическая установка, в которой использовалось излучение альфа-активного изотопа плутония-238 с периодом полураспада 90 лет. Тепло, возникающее в результате распада радиоизотопа, преобразуется в электроэнергию при помощи термопар. Масса установки 2 *кг*, диаметр 12,7 *см*, высота 14 *см*. Установка отдавала мощность 2,5—3 *вт*. Установка заключена в прочный корпус для предотвращения радиоактивного заражения местности в случае неудачного запуска и рассчитана на работу в течение 5 лет.

Навигационная система спутников используется кораблями и подводными лодками, судами нефтеналивного флота и крупными лайнерами, а также трансокеанскими самолетами. Применение системы позволяет самолетам и кораблям выбирать рациональные маршруты следования, сокращает расходы на поисково-спасательные работы, способствует безопасности навигации, позволяет точно определять места скопления рыбы и т. д. Повышение безопасности плавания и полетов, уменьшение числа кораблекрушений и авиационных катастроф — эти факторы определяют важность эксплуатации навигационной спутниковой системы [Л. 47].

Для расширения возможностей глобальной навигации в текущем десятилетии предполагается создать две дополнительные системы навигационных спутников, одна из которых будет состоять из трех спутников на стационарных орбитах на угловом расстоянии 120° один от другого, которые будут обслуживать районы от 70° с. ш. до 70° ю. ш. Помимо навигационных задач они будут также нести диспетчерскую службу, заключающуюся в получении от кораблей и самолетов данных об их положении и передаче этих данных на станции сбора информации. Вторая система будет состоять из шести спутников, обращающихся по полярным орбитам, плоскости которых разнесены на 60°. Предполагается, что эти две системы полностью обеспечат все навигационные нужды в любом районе Земли [Л. 48].

МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИЕ СПУТНИКИ

Широкое использование нашли спутники для получения метеорологической информации в глобальном масштабе, необходимой для составления надежных долгосрочных прогнозов. Огромное практическое значение космической метеорологической службы иллюстрируют результаты экономических расчетов, показавшие, что годовой выигрыш хозяйства одних лишь США за счет использования надежных долгосрочных прогнозов для целей транспорта, контроля водных ресурсов, борьбы с паводками и наводнениями, получения штормовых предупреждений, для коммунального хозяйства и спортивно-массовых мероприятий и т. п. в 14 раз превышает затраты на создание и эксплуатацию системы метеорологических спутников.

Применение одновременно нескольких спутников с телевизионной аппаратурой, соответственно ориентированных относительно Земли, позволяет непрерывно наблюдать за распределением и перемещением облачности по всему земному шару, наблюдать формирование и распределение мощных воздушных вихрей, ураганов, штормов. Такие же широкие возможности открывает и использование спутников для

исследования теплового режима земной поверхности и атмосферы, а также других факторов, имеющих значение для составления прогноза погоды.

Для получения картины распределения облачности, на основании которой составляются долгосрочные прогнозы перемещений облачностей, вихрей и ураганов, на экспериментальных метеорологических спутниках типа «Тайрос» устанавливаются две телевизионные камеры, осуществляющие получение изображений облачного покрова в двух масштабах. Широкоугольная камера имеет угол поля зрения 110° и охватывает площадь на поверхности Земли в квадрате со стороной 1 300 *км*. Разрешающая способность камеры 2,4 *км* в центре и 5 *км* по краям кадра. Эта камера служит для получения изображения большого района, по которому можно оценить общую картину распределения облачности и осуществить привязку к местности изображения, полученного при помощи второй камеры с узкоугольным объективом. Последняя позволяет выявить тонкую структуру облачных образований. При разрешающей способности 100 *м* эта камера дает изображение квадрата земной поверхности со стороной 50 *км*, находящегося в центре большого квадрата, обозреваемого камерой с широкоугольной оптикой [Л. 32].

Ось спутника стабилизирована в пространстве таким образом, что оптические оси обеих телевизионных камер, параллельные оси спутника, направлены к Земле. В связи с тем, что камеры дают удовлетворительное изображение лишь тогда, когда поверхность Земли освещена прямыми солнечными лучами, аппаратура вырабатывает полезную информацию в те периоды времени, когда спутник при движении по орбите проходит между Землей и Солнцем.

Обе телевизионные камеры работают независимо друг от друга. Накопленное изображение содержит 500 строк. Длительность развертки кадра составляет 2 *сек*.

Каждый телевизионный канал имеет свой командный приемник, программное устройство, аппаратуру записи изображения на магнитную ленту и передатчик. За один оборот на орбите каждая камера дает 32 изображения, которые записываются в каждом канале на магнитную ленту длиной 120 *м*. Запись осуществляется на две дорожки в каждом канале: на одной записывается и хранится видеоинформация, на другой — информация об ориентации спутника в момент экспозиции соответствующего кадра. Для экономии магнитной ленты ее протяжка и запись производятся лишь в те периоды, когда изображение считывается с телевизионной камеры.

Записанная информация по команде станции слежения передается на Землю, когда спутник находится в зоне видимости станции (радиус зоны до 2 400 *км*). Период нахождения в зоне видимости составляет 3—12 *мин*, из которых на передачу изображения отводится 3,5 *мин*.

Помимо телевизионной аппаратуры спутник несет программные устройства, определяющие последовательность выполнения команд, в которые входит также бортовой эталон времени, синхронизирующий работу камер и записывающих устройств.

Так как спутник вращается вокруг своей оси, то для привязки к местности передаваемых изображений необходимо знать ориентацию камер в момент получения кадра. Эти сведения получаются с помощью девяти солнечных датчиков, расположенных через каждые 40° по периметру спутника. В систему ориентации входит также ИК датчик горизонта. Станцией слежения по сигналам этих датчиков

определяется положение оси вращения спутника в пространстве и ориентация камер вокруг этой оси при съемке. На спутнике использована система командной ориентации оси вращения. Для этого в конструкции спутника применен соленоид, состоящий из 250 витков медного провода, уложенных по периферии корпуса. При помощи двенадцатипозиционного переключателя, управляющего по сигналам командного устройства величиной и направлением тока в обмотке, происходит изменение направления и величины магнитного поля соленоида, а его взаимодействие с магнитным полем Земли вызывает отклонение оси вращения спутника. Максимальная скорость отклонения составляет 25° в сутки.

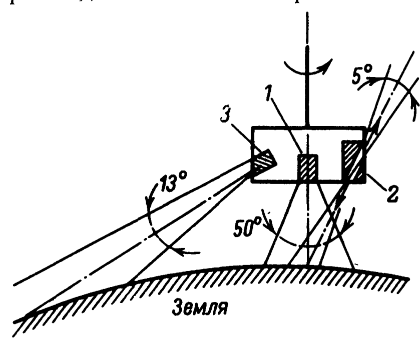


Рис. 50. Ориентация ИК датчиков метеорологических спутников.

1 — радиометр с широким полем зрения; *2* — пятиканальный радиометр с узким полем зрения; *3* — ИК датчик горизонта.

На метеорологических спутниках широко используется также аппаратура для измерения инфракрасного излучения Земли, определяющего тепловой баланс планеты. На рис. 50 показано расположение датчиков ИК излучения на борту экспериментального спутника и их ориентация относительно Земли [Л. 32].

Пятиканальный ИК радиометр осуществляет измерение излучения в различных участках ИК спектра. Область обзора радиометра соответствует области обзора узкоугольной телевизионной камеры спутника. При движении спутника на орбите все пять каналов одновременно просматривают один и тот же участок земной поверхности размером 54×54 *км*. Излучение, поступающее в каждый из каналов, фильтруется так, чтобы на каждый детектор попадало лишь излучение определенного участка ИК спектра [Л. 32].

Каждый канал имеет два направленных в диаметрально противоположные стороны входа для излучения, так что с одной стороны на него поступает излучение от Земли, а с другой — излучение космического пространства. Специальный зеркальный модулятор попеременно подает излучения с каждого из входов на детектор. При этом излучение космического пространства используется в качестве опорной точки для калибровки индикаторов, регистрирующих температуру Земли.

Выходной сигнал каждого детектора подается на свой усилитель, коэффициент усиления которого выбран в соответствии с чувствительностью детектора. После усиления сигнал поступает на фазовый преобразователь и затем на магнитную запись [Л. 32].

На рис. 51 приведен внешний вид экспериментального метеорологического спутника следующего поколения, предназначенного для отработки элементов эксплуатационной метеорологической спутниковой системы. Этот спутник типа «Нимбус» выводится на круговую орбиту с высотой 1 100 *км* и наклонением к плоскости экватора около 80°. Спутник оборудован тремя телевизионными камерами

с разрешающей способностью 900 *м*, сигналы от которых записываются на бортовой видеомагнитофон и передаются на Землю при пролете в зоне видимости станции слежения. Четвертая телевизионная камера с разрешающей способностью 3,2 *км* и разверткой в 800 строк формирует изображения, передаваемые на Землю не-

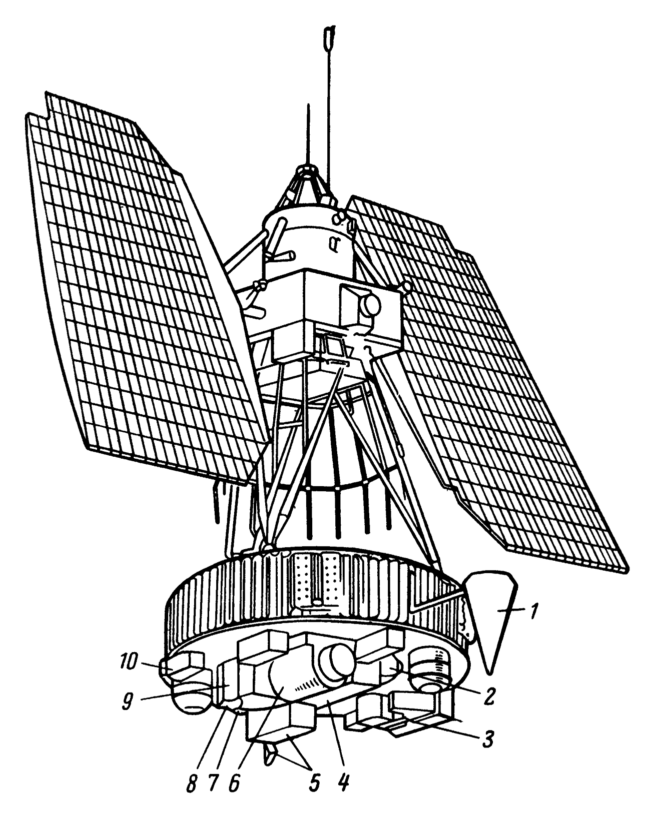


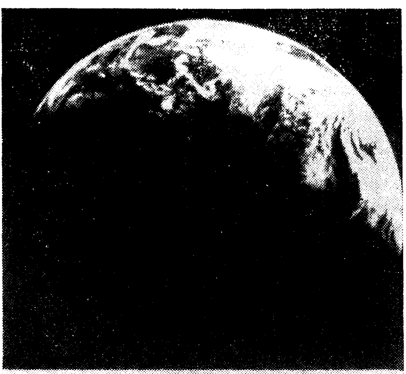
Рис. 51. Метеорологический спутник.

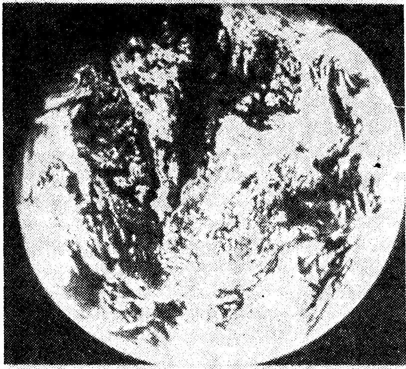
1 — антенна; *2* — телевизионная камера; *3* — инфракрасный интерференционный спектрометр; *4* — радиометр, регистрирующий излучение от верхней части облаков; *5* — ультрафиолетовый спектрометр обратного рассеивания, *6* — радиометр для измерений над освещенной и теневой сторонами Земли; *7* — спектрометр с фильтром и фотометрическим клином; *8* — инфракрасный спектромегр; *9* — детектор ультрафиолетового излучения Солнца; *10* — радиометры с ограничителями избирательного действия.

прерывно. В ночное время изображение облачного покрова Земли получают от ИК радиометра, чувствительного в диапазоне 3,4—4,2 *мкм*. Разрешающая способность радиометра 8,0 *км* [Л. 49].

Бортовое ленточное запоминающее устройство записывает на пяти дорожках ферромагнитной ленты информацию от 11 метеоро-

логических приборов, в том числе от трех телевизионных камер и от ИК радиометра. Полная емкость запоминающего устройства 150 млн. *бит*. Помимо записи аналоговой и цифровой метеорологической информации ведется также запись временных меток в течение витка спутника на орбите. Подсчет этих меток позволяет при расшифровке информации на Земле привязать ее к карте.





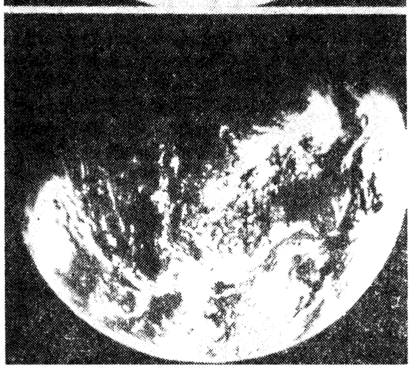


Рис. 52. Серия изображений облачного покрова Земли.

Энергетическая установка спутника состоит из двух панелей, на которых расположены 10 500 солнечных элементов с *n-p* переходами, снабженных стеклянными экранами с красно-синими фильтрами. Мощность установки 450 *вт* при напряжении 24,5 *в*. Для обеспечения электропитания в тени Земли на спутнике установлены никель-кадмиевые аккумуляторы емкостью около 26 *а·ч*. Кроме того, на спутниках этого типа устанавливаются дополнительно радиоизотопные энергетические установки мощностью до 60 *вт*.

За шесть месяцев работы одного спутника такого типа было получено 860 000 изображений облачного покрова Земли в дневное время от телевизионных камер, а в ночное — от ИК радиометра. По этим изображениям удалось обнаружить зарождение и проследить за распространением 16 тайфунов, 10 ураганов и многих штормов.

Для сбора метеорологической информации в глобальном масштабе используются не только телевизионные, но и связные спутники. В частности, для прогнозирования режимов ветра на 24—36 *ч* и составления точного климатического атласа атмосферы за 15—30 суток должна осуществляться регистрация горизон-

тальных и вертикальных перемещений воздушных масс. Точность такой информации, получаемой от материковых, островных и корабельных метеостанций, а также от метеорологических спутников, недостаточна. Зондирование атмосферы производится, помимо перечисленных средств, также многочисленными шарами-зондами с измерительной аппаратурой и телеметрическим передатчиком, периодически запускаемыми в различных точках Земли [Л. 50].

Спутники для сбора информации осуществляют двустороннюю связь с шарами-зондами на частотах 400—460 *Мгц*. Спутник с помощью командной радиолинии производит общий или выборочный опрос шаров, находящихся в зоне радиовидимости. По запросу спутника включается передатчик шара и на спутник передается метеорологическая информация и данные о техническом состоянии шара и его аппаратуры. Эти данные регистрируются в запоминающем устройстве спутника и передаются на Землю по запросу станции слежения.



Рис. 53. Изображение США, полученное в ночное время с помощью ИК радиометра с высокой разрешающей способностью.

На спутники, входящие в систему глобальной связи, возложены функции сбора метеорологической информации от огромного количества автоматических метеостанций, расположенных в удаленных, труднодоступных и необитаемых районах Земли — в горах, пустынях, океанах, льдах. В ближайшие годы предполагается создать эксплуатационную глобальную систему метеорологических спутников, в которую войдут четыре спутника на стационарных орбитах и один спутник на полярной орбите высотой 1 100 *км*. Кроме спутников в систему будут входить около 1 000 метеорологических шаров-зондов, опрашиваемых спутниками. Аппаратура спутников будет содержать приборы (микроволновые и инфракрасные радиометры, спектрометры, радиолокаторы) для исследования полного профиля влажности и температуры в атмосфере, взаимодействия атмосферных

процессов с океаном, а также тропосферных воздушных течений. Эти данные в сочетании с изображениями облачного покрова позволят составлять надежные долгосрочные метеорологические прогнозы [Л. 50].

На рис. 52 показана фотография серии изображений облачного покрова Земли, полученной от экспериментального метеорологического спутника на стационарной орбите. Каждый снимок охватывает примерно 40% поверхности земного шара. Серия снимков, интервал между которыми составляет несколько часов, дает наглядную картину динамики облачного покрова. Использование спутников на стационарной орбите существенно упрощает задачи привязки снимков к местности и обработки их для извлечения необходимой информации [Л. 18].

На рис. 53 показана фотография участка земной поверхности, полученная ночью от ИК радиометра с высокой разрешающей способностью.

Включение в состав аппаратуры метеорологических спутников специальных метеорологических радиолокаторов, работающих в диапазоне длин волн 2 *см*, позволяет расширить область применения спутников, в частности, регистрировать массированные перемещения воздушных масс в любое время суток. Радиолокационное наблюдение позволяет вести круглосуточное наблюдение зон выпадения сильных осадков, зон облачного покрова без дождя и зон, свободных от облачного покрова [Л. 28].

СПУТНИКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРИРОДНЫХ РЕСУРСОВ ЗЕМЛИ

Сочетание возможности непрерывного обзора огромных пространств земного шара, реализуемой орбитальными КА, с разнообразной новейшей измерительной и исследовательской техникой сделало космическую технику незаменимым инструментом исследования природных ресурсов Земли с целью научной организации и регулирования хозяйственной деятельности человечества.

Например, геологические спутники, оснащенные фотооборудованием и радиолокационными средствами, позволяют регистрировать изменения рельефа, выбирать участки с определенным геологическим строением, вести поиск полезных ископаемых, вести поиск нефтеносных районов в океане и многое другое.

Одной из важнейших задач, которые возлагаются на спутники геологической службы, является предупреждение населения об опасности извержений действующих вулканов. Для этого в кратерах наиболее активных вулканов, расположенных в населенных районах, предполагается установить чувствительную автоматическую аппаратуру наблюдения, фиксирующую признаки надвигающегося извержения, и организовать систему спутников, осуществляющих сбор информации от этой аппаратуры и ретрансляцию ее на наземные станции предупреждения вместе с данными наблюдений этих вулканов бортовой аппаратурой.

Гидрологические спутники обеспечивают в глобальном масштабе регистрацию осадков и движения водяных паров в атмосфере, а также определение биохимических характеристик воды. Оборудование таких ступников позволяет контролировать снежный и ледовый покров планеты, водные ресурсы, увлажненность почв, что имеет первостепенное значение для сельского хозяйства. Оборудование

спутников предусматривает также сбор информации от десятков тысяч наземных гидрологических станций для передачи ее в центры сбора и обработки информации. Результаты работы гидрологических спутников будут способствовать улучшению ирригации и уменьшению ущерба от паводков.

Геодезические спутники используются для определения размеров и формы Земли, уточнения положения опорных пунктов единой системы координат, исследования гравитационного поля Земли. Перечисленные задачи решаются путем проведения точных траекторных измерений при движении спутника на орбите. Наблюдения отклонений спутника от рассчитанной с высокой точностью орбиты позволяют сделать выводы о наличии гравитационных аномалий или отклонений формы Земли. Точные измерения мгновенного положения спутника производятся с учетом допплеровского сдвига частоты бортового эталонного генератора, а также показаний радиолокационного высотомера (с разрешающей способностью по высоте до 10 *м*) или лазерного высотомера с разрешающей способностью до 2,5 *м*. Для обнаружения спутника с Земли оптическими методами с целью привязки опорных пунктов и вычисления точного расстояния между ними геодезические спутники оборудуются импульсными источниками света.

Картографические спутники, оборудованные фотоаппаратурой в возвращаемых контейнерах, должны обеспечить съемку всей поверхности земного шара с разрешающей способностью до 2 *м*, что позволит составить карты поверхности Земли в различных масштабах. Известно, что сейчас картами с масштабом 1 : 25 000 охвачено лишь 5% Земли. Спутники оснащаются также радиолокационной станцией, работающей в дециметровом диапазоне волн, которая обеспечивает получение радиолокационного изображения поверхности планеты с разрешающей способностью 15×15 *м*.

Океанографические спутники предназначены для картирования береговой линии и мелей, наблюдения состояния морей, их загрязнения, изменений рельефа морского дна, изучения приповерхностного слоя и биологии морей, контролирования перемещений льдов, для поиска нефти и других полезных ископаемых в океане. Спутники оборудуются радиолокационными скаттерометрами, позволяющими определить коэффициент обратного рассеяния радиоволн, лазерными высотомерами, микроволновыми и ИК радиометрами, фотооборудованием, аппаратурой для ретрансляции информации от океанографических буев и др.

Спутники для получения информации о состоянии сельского и лесного хозяйства оборудуются фотоаппаратурой, телевизионными и радиолокационными установками и спектрометрической аппаратурой, работающей в различных диапазонах. В их задачи входит составление мировой карты землепользования, изучение дикой флоры и фауны, миграции птиц и животных, определение численности и состояния морских животных и организмов, определение типа, температуры и увлажненности почв, идентификация сельскохозяйственных культур и определение степени их зрелости, определение пораженности болезнями или вредителями, контроль поголовья сельскохозяйственных животных, обнаружение болезней леса, определение линии раздела травы, кустарника и леса, обнаружение лесных пожаров и многие другие.

Даже приведенный выше общий перечень задач по исследованию природных ресурсов Земли позволяет судить о масштабах и пер-

спективах программы практического использования космической техники для нужд сельского хозяйства и землеведения. Помимо специальных спутников для исследования природных ресурсов Земли, некоторые задачи в этом плане решаются спутниками, входящими в состав метеорологических, связных и навигационных систем.

В настоящее время в основном определялись требования к разработке аппаратуры таких спутников. Основой большинства спутников для исследования природных ресурсов Земли являются телевизионные системы. Однако существующие телевизионные системы, используемые, например, на метеорологических спутниках для наблюдения облачного покрова, оказываются малоэффективными для других целей, так как они не обеспечивают наблюдения тонкой структуры картины. Они имеют ограничения по разрешающей способности, количеству контрастных градаций, передаче цвета и общему объему передаваемой информации.

Разрабатываемый специально для указанного применения комплект телевизионных камер имеет чрезвычайно высокие характеристики. Он состоит из трех камер цветного телевидения, каждая из которых работает лишь в части видимого спектра. Разрешающая способность камер при съемке с полярной орбиты высотой около 900 *км* составляет 60 *м* при разложении 4 500 строк. Это примерно в 5 раз лучше, чем у используемых в настоящее время спутниковых камер.

Высокое отношение сигнал/шум позволит получить контрастные изображения при низкой освещенности. Изображения записываются на видеоленту в широкополосном записывающем устройстве и затем передаются на Землю по узкополосному каналу. Предусмотрена также возможность передачи изображений на Землю в реальном масштабе времени. В этом случае можно получить изображение с разложением в 8 000 строк. Разрабатывается и еще более совершенный вариант телевизионной камеры с электронным трансфокатором (устройством для изменения фокусного расстояния), обеспечивающий изображение с разложением до 10 000 строк.

Специально для получения информации о состоянии сельского и лесного хозяйства разрабатывается улучшенный сканирующий спектрометр, позволяющий регистрировать излучения в широком диапазоне длин волн. Его детекторы работают в диапазонах видимой части спектра — от 0,5 до 0,8 *мкм*, а также в ближней инфракрасной части спектра от 0,8 до 1,1 *мкм* и в дальней инфракрасной части спектра от 10,4 до 12,6 *мкм*.

Приемниками излучения в видимой части спектра служат фотоумножители, а в ближней инфракрасной части спектра — кремниевые фотодиоды.

Спектрометр просматривает на Земле полосу шириной 160 *км*. Объектив прибора ориентируется перпендикулярно поверхности Земли, а сканирование обеспечивается качающимся плоским зеркалом, расположенным под углом 45° к объективу. Для получения одного изображения требуется от 20 до 80 *сек*. Изображения могут передаваться на Землю в реальном масштабе времени или замедленно путем считывания с широкополосного устройства накопления.

Для регистрации излучений в дальней инфракрасной области спектра необходимо охлаждение соответствующих детекторов до температуры —200 °С. Для этой цели используется «радиатор» — оптическое устройство, постоянно ориентированное в космическое прост-

ранство. В результате эти детекторы способны различать на Земле объекты с температурным перепадом всего в один градус.

При регистрации излучений в видимой и ближней инфракрасной частях спектра разрешающая способность спектрометра составляет 60 *м*, а в дальней инфракрасной части спектра — 180 *м*. Такие характеристики спектрометра позволяют, как полагают, различать здоровые и больные сосны, пшеницу, получившую мало или много удобрений, и т. п. [Л. 50—52].

Огромные возможности в деле исследования природных ресурсов Земли из космоса имеют радиолокационные методы, освоение которых для этой цели лишь начинается. Применение радиолокации основано на том, что изменения различных физических характеристик земной поверхности, например степени шероховатости рельефа, температуры почвы, ее влажности и химического состава, механических характеристик пород, слагающих участки рельефа, вызывают определенный контраст поля радиоизлучения или отражения радиоволн. Таким образом, для радиолокационной аппаратуры характеристики поверхности Земли трансформируются в радиофизические характеристики наблюдаемого участка. В качестве таких радиофизических характеристик обычно рассматриваются удельная эффективная площадь обратного рассеяния и радиояркостная температура, так как оба этих параметра зависят от диэлектрических свойств элементов поверхности и от характера рельефа. Измерение этих характеристик в радиолокационных диапазонах длин волн позволяет весьма эффективно оценивать соответствующие свойства поверхности.

К очень важным особенностям радиолокационного исследования относится возможность исследования не только поверхности, но в ряде случаев (при наличии радиопрозрачных покровов, как, например, лед, снег, сельскохозяйственные и лесные культуры) и подстилающих эти покровы слоев.

Пассивные радиолокационные средства (радиометры), позволяющие измерять радиояркостную температуру поверхности в радиолокационном диапазоне, могут использоваться для выявления вида и состояния возделываемых сельскохозяйственных культур. Теплорадиолокационная карта местности, снятая с помощью радиометрической аппаратуры, работающей в диапазоне 1,933 *Ггц*, содержит многоцветное изображение местности при 32 цветовых градациях. Водные пространства и города видны в виде синих (холодных) областей, поля и леса желто-красные (горячие).

Активные радиолокационные средства используют собственный источник радиоизлучения (передатчик) и исследуют контрасты обратного рассеяния поверхности. Серьезными преимуществами активных методов являются возможность управления характеристиками излучаемого сигнала с целью выбора в каждом отдельном случае оптимальных характеристик этого сигнала, позволяющих наилучшим образом использовать особенности исследуемых характеристик поверхности.

Зависимость коэффициента обратного рассеяния мелкой структуры от диэлектрических свойств поверхностей позволяет обнаруживать контрасты диэлектрической проницаемости или рельефа поверхности. Наиболее совершенными по своим характеристикам являются РЛС бокового обзора с искусственным раскрывом антенны, позволяющие получать изображения местности на дальности в сотни километров при линейном разрешении в десятки метров, т. е. кар-

тины, сравнимые с фотографиями, полученными с помощью длиннофокусной оптики При этом радиолокационные картины могут быть получены в любое время суток и практически не зависят от состояния атмосферы.

Радиолокационные панорамы местности, полученные с помощью РЛС бокового обзора, в ряде случаев позволяют выявить гораздо больше образований рельефа, чем соответствующие панорамы, полученные фотографическим путем. Такие картины интересуют геологов, географов, геоморфологов, топографов.

Связь радиофизических характеристик местности с составом пород позволяет использовать радиолокационные средства для геологической разведки с целью выявления малозаметных изменений состава пород и рельефа на огромных площадях.

Одним из распространенных радиолокационных приборов является радиолокационный скаттерометр, предназначенный специально для количественных измерений коэффициента рассеяния поверхности. Он используется для исследований водной, ледовой и земной поверхности, измерения балльности морей, ледовой разведки.

Скаттерометр имеет простейшую антенну с ножевым неподвижным лучом. Раствор луча в плоскости курса $\pm 60°$, а в плоскости, перпендикулярной курсу, $\pm 15°$. Для селекции принимаемых сигналов по углу места используется принцип разделения по допплеровским частотам. Для этого применяется многоканальный частотный фильтр, причем каждому из выходов фильтра соответствует свой угол места.

Лазерные средства исследования в настоящее время лишь начинают развиваться и их возможности в исследовании геофизических характеристик поверхности наименее исследованы. Однако лазер уже был успешно применен для целей снятия точных «профильных разрезов» морской поверхности и ледовых полей, а также для картографирования мелководий по глубине, позволив получить разрешение по вертикали до 2,5 *м* [Л. 51].

ЛИТЕРАТУРА

1. Aviation Week, 1969, № 7.
2. Aviation Week, 1966, № 11.
3. Aviation Week, 1968, № 1.
4. Aviation Week, 1968, № 3.
5. Aviation Week, 1968, № 22.
6. Aviation Week, 1968, № 26.
7. Aviation Week, 1969, № 1.
8. Aviation Week, 1966, № 18, p. 81—84.
9. Aviation Week, 1968, № 9.
10. Aviation Week, 1967, № 4, p. 68.
11. Space/Aeronautics № 4, 1968.
12. Interavia, 1966, № 11.
13. Interavia, 1966, № 9.
14. Interavia, 1966, № 8.
15. Interavia, 1966, № 5.
16. Interavia, 1966, № 3.
17. Aerospace Technology, 1968, № 29, p. 18.
18. Scientific American, 1969, № 1.
19. Technology Week, 1966, № 36.
20. Technology Week, 1967, № 1.
21. VDI — Nachrichten, 1969, v. VIII, № 32.
22. Astronautics and Aeronautics, 1969, № 1.
23. Astronautics and Aeronautics, 1966, № 12.
24. Space World, 1969, v. F—10—70.
25. Space World, 1968, v. E—9—57.
26. Flight, 1968, 8/VIII, № 3100.
27. Interavia Air Letter, 1968, 7/XI, № 6629.
28. Science News, 1969, 29/XI, № 22.
29. Electronics, 1967, 9, № 1, p. 109—118.
30. Flug Revue und Flugwelt, 1969, p. 111, № 3.
31. Flight, 1966, 28/XII, № 3016.
32. Е. К. Сонин. Радиоэлектроника спутников. М., «Энергия», 1966.
33. Astronautics and Aerospace Engineering, 1963, № 3.
34. Electronic Design, 1970, № 5.
35. С. И. Бычков и др. Космические радиотехнические комплексы. М., «Советское радио», 1967.
36. Astronautics and Aerospace Engineering, 1963, № 4, p. 46.
37. Space Flight, 1969, № 48, p. 11, 12.
38. IEEE Transaction AES, Jan. 1969, p. 10.
39. Aerospace Technology, 1968, Jan. 29, p. 11.
40. Astronautics and Aeronautics, 1968, № 12.

41. Astronautics and Aeronautics, 1969, № 1.
42. New Scientist, 1970, 2/VII, № 708, p. 13, 14.
43. Aerospace Technology, 1968, v. 21, № 24.
44. Aviation Week, 1967, № 3, p. III.
45. Astronautics and Aeronautics, 1965, № 12.
46. «Америка», 1969, № 12.
47. Space/Aeronautics, 1968, № 1, p. 46—54.
48. Space Letter, 1968, № 325, p. 3—11.
49. Flugwelt, 1967, № 12, p. 825—826.
50. Air et Cosmos, 1969, № 296, p. 127—129.
51. Aerospace Technology, 1967, № 11, p. 51.
52. Space Flight, 1968, № 11, p. 402—403.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Евгений Константинович Сонин

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Редактор *В. В. Абрамов*
Редактор издательства *В. А. Абрамов*
Обложка художника *А. М. Кувшинникова*
Технический редактор *Л. М. Кузнецова*
Корректор *И. Д. Панина*

Сдано в набор 7/XII 1971 г. Подписано к печати 6/V 1972 г. Т-09022
Формат 84×108[1]/[32] Бумага типографская № 2
Усл. печ. л. 5,04 Уч.-изд. л. 7,01
Тираж 25 000 экз. Зак. 486 Цена 29 коп.

Издательство „Энергия". Москва, М-114, Шлюзовая наб., 10.

Московская типография № 10 Главполиграфпрома
Комитета по печати при Совете Министров СССР.
Шлюзовая наб., 10.

Цена 29 коп.